

**REDISEÑO MEDIANTE INGENIERÍA INVERSA AL COMPONENTE “DRIVER  
ARM” APLICABLE SISTEMA COMPUERTA DEL TREN DE NARÍZ AERONAVE  
C-130.**

**LUÍS DAVID ARBOLEDA ORTÍZ  
ÁLVARO ANDRÉS MORA NIETO**

**FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES  
FACULTAD DE INGENIERIAS  
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA  
BOGOTÁ, COLOMBIA.  
2017**

**REDISEÑO MEDIANTE INGENIERÍA INVERSA AL COMPONENTE “DRIVER  
ARM” APLICABLE SISTEMA COMPUERTA DEL TREN DE NARÍZ AERONAVE  
C-130.**

**LUIS DAVID ARBOLEDA ORTIZ  
ÁLVARO ANDRÉS MORA NIETO**

**TRABAJO DE TESIS DE GRADO PARA OPTAR AL TÍTULO EN:  
INGENIERÍA AERONÁUTICA.**

**TUTOR DE PROYECTO:  
ANDREAS WERNER ALWIN GRAVENHORST  
INGENIERO AEROESPACIAL**

**FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES  
FACULTAD DE INGENIERIAS  
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA  
BOGOTÁ, COLOMBIA.  
2017**

## **NOTA DE ACEPTACIÓN**

---

---

**Jurado**

---

**Jurado**

---

**Director del Programa de Ingeniería Aeronáutica.**

**Bogotá, Colombia 2017.**

*DEDICAMOS ESTE TRABAJO DE MANERA MUY ESPECIAL A NUESTRO DIOS, POR DARNOS SABIDURÍA PARA REALIZAR NUESTRA TESIS DE GRADO, Y POR AYUDARNOS A SUPERAR TODOS LOS OBSTÁCULOS PRESENTADOS; A NUESTRAS FAMILIAS Y SERES QUERIDOS QUE FALLECIERON EN EL TRANCURSO DE LA REALIZACIÓN DE ESTE PROPÓSITO, QUIENES SIEMPRE NOS APOYARON MORALMENTE PARA SACAR ESTE PROYECTO ADELANTE. DE MANERA MUY ESPECIAL A TODO EL PERSONAL CON CONOCIMIENTOS AERONÁUTICOS, QUE NOS COLABORARON INCONDICIONALMENTE, PRIMORDIALMENTE AL TUTOR DE PROYECTO QUIEN NOS ASESORÓ; FINALMENTE A LA FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES, POR SU EXCELENTE FORMACIÓN ACADÉMICA, ÉTICA Y CON ESPÍRITU DE SERVICIO NOS AYUDO A INCULCAR LOS VALORES DE LA LEALTAD Y FIDELIDAD A LA PATRIA, A DIOS Y A LA SOCIEDAD.*

## **AGRADECIMIENTOS**

Agradecemos de manera especial a todas las personas que de una manera u otra nos apoyaron durante el proceso de realización del proyecto, quienes nos asesoraron y nos sirvieron con mucha de colaboración; se agradece al personal de ingeniería y de mantenimiento aeronáutico de los diferentes talleres aeronáuticos y dependencias de la Fuerza Aérea Colombiana.

Igualmente exalto al personal docente de la facultad de Ingeniería, quienes, durante el proceso de formación en la universidad, nos brindaron su conocimiento, experiencia y apoyo en la realización de esta tesis de grado.

Al Señor Ing. Andreas Werner Alwin Gravenhorst.  
Ingeniero Aeroespacial.  
Docente – Tutor de Proyecto.

Al Señor Ing. Andrés Felipe Giraldo  
Ingeniero Aeronáutico.  
Director de programa Ingeniería Aeronáutica.

Al Señor Ing. Diego Reyes Caballero.  
Ingeniero Aeronáutico.  
Docente - consejero académico.

Al M. Sc. Ing. Francisco Javier Gonzalez Cruz.  
Coordinador Programa de Ingeniería Aeronáutica

Al M. Sc. Ing. Philippe White.  
Docente Programa de Ingeniería Aeronáutica

## ÍNDICE

	Pag.
1 GLOSARIO.....	11
2 RESUMEN.....	13
3 ABSTRACT.....	13
4 INTRODUCCIÓN.....	14
5 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA.....	15
6 ANTECEDENTES.....	16
7 JUSTIFICACIÓN.....	17
8 OBJETIVOS.....	18
8.1 GENERALES: .....	18
8.2 ESPECÍFICOS: .....	18
9 MARCO TEÓRICO.....	19
9.1 ENTIDAD REGULADORA DE LA FAC: .....	20
9.2 FICHA TÉCNICA GENERAL AERONAVE C-130. ....	20
9.3 DIMENSIONES PRINCIPALES AERONAVE C-130 .....	21
9.3.1 REPRESENTACIÓN DIMENSIONES PRINCIPALES: .....	22
9.4 SISTEMA DE TREN DE ATERRIZAJE C-130. ....	23
9.5 TREN DE ATERRIZAJE DE NARIZ C-130. ....	25
9.6 SISTEMA VOLANTE TREN DE NARIZ. ....	27
9.7 FITTING DRIVER ARM.....	28
9.8 ANTECEDENTES DE LA INGENIERÍA INVERSA.....	31
9.9 CONCENTRACIÓN DE ESFUERZOS EN MATERIALES. ....	33
9.10 ACABADO DE RUGOSIDAD EN ELEMENTOS MECÁNICOS. ....	34
9.11 DUREZA EN EL ESTUDIO DE ELEMENTOS MECÁNICOS. ....	41
9.12 ANÁLISIS DE MATERIALES DE FABRICACIÓN. ....	46
9.12.1 EL ACERO .....	47
9.12.2 ACERO 8620.....	51

9.12.3	ACERO 4140.....	52
9.12.4	ACERO 4130.....	55
9.12.5	FABRICACIÓN DE FORJA EN ACERO.....	56
9.13	ANÁLISIS POR ELEMENTOS FINITOS, HISTORIA Y DESCRIPCIÓN. 58	
9.13.1	MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS.....	59
9.13.2	CARACTERÍSTICAS GENERALES DEL MÉTODO DE ELEMENTO FINITO. 61	
9.13.3	ESTRUCTURA Y FUNCIONES DE UN PROGRAMA DE ELEMENTOS FINITOS.....	62
9.13.4	APLICACIONES PARA EL MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS.	62
10	ESTUDIO Y ANÁLISIS TÉCNICO.....	63
11	INGENIERÍA INVERSA.....	64
11.1	ESTUDIO Y APLICACIÓN DE INGENIERÍA INVERSA EN DRIVER ARM. 64	
11.2	PRUEBA DE N.D.T. (NON DESTRUCTIVE TEST) AL COMPONENTE. 65	
11.3	ESTUDIO DE CARACTERIZACIÓN DEL MATERIAL. ....	66
11.4	PRUEBA DE RUGOSIDAD DEL COMPONENTE FITTING DRIVER ARM 72	
11.5	APLICACIÓN DE PRUEBA DE DUREZA AL COMPONENTE FITTING DRIVER ARM. ....	74
11.6	MODELAMIENTO EN CAD DEL FITTING DRIVER ARM .....	75
11.7	SIMULACIÓN Y ANÁLISIS ELEMENTOS FINITOS (FEA) SOFTWARE ANSYS 16.0.....	77
11.8	REDISEÑO GEOMÉTRICO Y MODELAMIENTO FINAL DEL COMPONENTE FITTING DRIVER ARM.....	87
12	MARCO LEGAL.....	89
13	MARCO GEOGRÁFICO.....	90
14	TIPO DE INVESTIGACIÓN.....	91
15	METODOLOGÍA DE INVESTIGACIÓN.....	92
16	COSTOS.....	93

16.1	RECURSOS HUMANOS. ....	93
16.2	EQUIPOS Y MATERIALES EMPLEADOS. ....	94
16.2.1	EQUIPO DE OFICINA. ....	94
16.2.2	PAPELERÍA. ....	95
16.2.3	EQUIPO DE LABORATORIO.....	95
17	MATERIALES PROYECTO.....	97
18	COSTO TOTAL PROYECTO.....	98
19	MATERIAL REQUERIDO PARA FABRICACION A LARGO PLAZO.....	99
20	PRUEBA POSICIONAMIENTO Y COMPROBACION DE ENSAMBLE DRIVER ARM MODIFICADO.....	100
21	CONCLUSIONES.....	102
22	RECOMENDACIONES.....	103
23	BIBLIOGRAFÍA.....	104
24	ANEXOS.....	107
24.1	ANEXO A: INFORME SIMULACIÓN ELEMENTOS FINITOS DRIVER ARM ORIGINAL.....	107
24.2	ANEXO B: INFORME SIMULACIÓN ELEMENTOS FINITOS DRIVER ARM MODIFICADO.....	118
24.3	ANEXO C: INFORME FINAL DE CARACTERIZACION DE MATERIAL. 129	
24.4	ANEXO D: INFORME DE PRUEBAS DE DUREZA 01-16-LDA. ....	130
24.5	ANEXO E: PLANOS DRIVER ARM ORIGINAL. ....	131
24.6	ANEXO F: PLANOS DRIVER ARM MODIFICADO .....	132
24.7	ANEXO G: INFORME PRUEBAS N.D.T.....	133
24.8	ANEXO H: CERTIFICADO DE CALIBRACIÓN DEL RUGOSIMETRO SPG1-E POSITECTOR.....	137
24.9	ANEXO I: CERTIFICADO DE CALIBRACIÓN DEL DURÓMETRO ALPHA DUR MINI ADM-1058.....	138
25	CARTA DE CESIÓN DE DERECHOS.....	139



## TABLA DE FIGURAS

Figura 1: Dimensiones aeronave C-130.....	22
Figura 2: Esquema funcional sistema tren principal C-130. ....	24
Figura 3: Sistema hidráulico tren de nariz, aeronave C-130 .....	26
Figura 4: Esquema representativo sistema volante tren de nariz y mecanismo retracción.....	27
Figura 5: ubicación Drive Arm Sistema tren C-130. ....	29
Figura 6: Relación de superficies de rugosidad, ondulación, surcos y amplitudes. ....	35
Figura 7: Probetas empleadas para cada tipo de material. ....	43
Figura 9: espectro electromagnético. ....	67
Figura 10: distribución de las ondas en el espacio.....	68
Figura 11: Representación de la refracción de las ondas, planos cristalográficos, para caracterización de material. ....	69
Figura 12:esquema representativo aleación Hierro (Fe)-Cromo (Cr) .....	69
Figura 13: esquema de elementos analizados por microscopía.....	70
Figura 14: Modelamiento del Driver Arm Original mediante Software Solid Edge ST4.....	75
figura 15: Caracterización dimensional, cara lateral del Fitting Driver Arm original. ....	76
Figura 16: Cara superior Fitting Driver Arm original. ....	76
Figura 18: Caracterización dimensional cara lateral para rediseño .....	89

## TABLA DE FOTOGRAFIAS.

Fotografía 1: Imagen original Fitting Driver Arm. Tomada por Luis David Arboleda. Bogotá.....	28
Fotografía 2: Dimensiones y localización de la fisura del componente Fitting Drive Arm.....	30
Fotografía 3: resultados caracterización de material X-MET 5100.....	71
Fotografía 4: imagen tomada de la caracterización realizada. ....	72
Fotografía 5: Prueba rugosidad al cuerpo del componente Fitting Driver Arm. ....	73
Fotografía 6: Prueba de rugosidad a superficie mecánica del componente.....	73
Fotografía 7: Equipo Alpha Dur Mini y Fitting Driver Arm para la prueba de dureza. ....	74
Fotografía 8: Esquema enmallado (mesh) fitting driver arm original. ....	79
Fotografía 9: Esquema enmallado (mesh) fitting driver arm modificado. ....	80
Fotografía 10: Static Structural Ansys fitting driver arm original. ....	81
Fotografía 11: Static Structural fitting driver arm modificado. ....	81
Fotografía 12: Equivalent Elastic Strain Driver Arm original.....	82
Fotografía 13: Equivalent Elastic Strain Driver Arm modificado. ....	83
Fotografía 14: Equivalent stress fitting driver arm original (MPa).....	83
Fotografía 15: Equivalent stress fitting dirver arm modificado (MPa). ....	84
Fotografía 16: Total deformation fitting driver arm original. ....	84
Fotografía 17: Total deformation fitting driver arm modificado. ....	85
Fotografía 18: Safety Factor fitting driver arm original.....	85
Fotografía 19: Safety Factor fitting driver arm modificado. ....	86
Fotografía 20: Driver Arm original y Driver Arm modificado .....	88
Fotografía 21: Área de rediseño, aumento de radio para eliminar concentrador de esfuerzos.....	88
Fotografía 22: Prototipo dimensional de prueba y comprobación ensamble pieza modificada geométricamente. ....	101

# 1 GLOSARIO

## KEY WORDS:

**Caracterización dimensional:** Copiar, calcar, duplicar, la superficie de un elemento o cosa.

**Caracterización de material:** Identificar o analizar la composición química de un material.

**Caracterización de rugosidad:** Identificar o establecer el acabado superficial de un elemento.

**Driver Arm:** Pieza que hace parte del sistema de ensamble de la compuerta del tren de nariz.

**NDT:** *Non Destructive test.*

## **ABREVIATURAS:**

**DIMAN:** Dirección de Ingeniería y Mantenimiento Aeronáutico

**C:** Carbono.

**CAD:** *Computer Aided Design.*

**CDR:** Requerimientos del diseño crítico.

**CNC:** Control Numérico Computarizado

**Cr:** Cromo

**OEM:** *Original Equipment Manufacturer.*

**FAA:** Administración Federal de la Aviación.

**FAC:** Fuerza Aérea Colombiana.

**FEA:** *Finite Elements Analysis.*

**Ft:** *Feet* (Pie)

**GPa:** Giga pascales

**HP:** *Horse Power*

**HRC:** Medida de dureza

**Ht:** *Heat Treated*

**In:** Inch (Pulgada)

**Kg:** Kilogramo

**Km/h:** Kilómetros por hora

**Mn:** Magnesio

**Mo:** Molibdeno

**MT:** Mensaje Técnico.

**Mts:** Metros

**NDT:** *Non-Destructive Testing.*

**PDR:** Requerimientos del diseño preliminar.

**PMA:** *Parts Manufactured Approved.*

**PSI:** *Pound Square Inch.*

**RB:** Medida de dureza

**RC:** Medida de dureza

**SECAD:** Sección Certificación Aeronáutica de la Defensa.

**Si:** Silicio

**T.O:** Orden Técnica.

**USAF:** *United State Air Force.*

**Vickers:** Medida de dureza.

## **2 RESUMEN**

NUESTRO PROYECTO DE GRADO ESTÁ ENFOCADO AL REDISEÑO DE UN COMPONENTE AERONÁUTICO DENOMINADO "FITTING DRIVER ARM", QUE TIENE FUNCIONALIDAD EN LA COMPUERTA DEL SUBSISTEMA DE TREN DE NARIZ, DEL SISTEMA DE TREN DE ATERRIZAJE DE LA AERONAVE DE FABRICACIÓN ESTADOUNIDENSE LOOKHEED MARTIN HÉRCULES C-130, POR PRESENTAR FALLA ESTRUCTURAL, EVIDENCIADAS AL SER SOMETIDA A PRUEBAS DE N.D.I. DURANTE LAS INSPECCIONES PROGRAMADAS DE MANTENIMIENTO DE LA AERONAVE; A ESTE COMPONENTE SE EFECTÚA PROCESOS DE APLICACIÓN DE INGENIERÍA INVERSA ENFOCADA A LA CARACTERIZACIÓN DE MATERIAL, PRUEBAS DE RUGOSIDAD, PRUEBAS DE DUREZA Y LEVANTAMIENTO DIMENSIONAL DE LA PIEZA EN SOFTWARE SOLID EDGE ST4 Y PRUEBAS DINÁMICAS EN SOFTWARE ANSYS, CON EL FIN DE INDAGAR SU PROCESO DE FABRICACION, IDENTIFICAR LOS ANTECEDENTES DEL CUAL PRECEDE LA FALLA ESTRUCTURAL Y, EFECTUAR REDISEÑO DE LA PIEZA PARA MEJORAR CONDICIONES DE RENDIMIENTO ESTRUCTURAL Y MECÁNICO EN SU DESEMPEÑO EN LOS CICLOS DE VUELO DE LA AERONAVE.

## **3 ABSTRACT**

OUR GRADE PROJECT IS FOCUSED ON THE REDESIGNATION OF AN AERONAUTICAL COMPONENT DENOMINATED "FITTING DRIVER ARM", WHICH HAS FUNCTIONALITY IN THE NOSE TRAIN SUBSYSTEM COMPARTMENT, LANDING TRAIN SYSTEM OF THE US MANUFACTURING AIRCRAFT LOOKHEED MARTIN HÉRCULES C-130 , TO BE SUBMITTED STRUCTURAL FAULT, EVIDENCED TO BE SUBMITTED TO NDI TESTS DURING SCHEDULED AIRCRAFT MAINTENANCE INSPECTIONS; THIS COMPONENT IS APPLIED IN REVERSE ENGINEERING APPLIED TO MATERIAL CHARACTERIZATION, RUGGAGE TESTING, HARDNESS AND DIMENSIONAL TESTING OF THE PART IN SOLID EDGE ST4 SOFTWARE AND DYNAMIC TESTS IN ANSYS SOFTWARE, IN ORDER TO INQUIRE ITS PROCESS OF MANUFACTURING, IDENTIFYING THE BACKGROUND OF WHICH IT PRECEDES THE STRUCTURAL FAILURE AND MAKING REDESIGN OF THE PART TO IMPROVE STRUCTURAL AND MECHANICAL PERFORMANCE CONDITIONS IN ITS PERFORMANCE IN THE FLIGHT CYCLES OF THE AIRCRAFT.

## **4 INTRODUCCIÓN**

El presente trabajo de grado, consiste en el rediseño mediante procesos de ingeniería inversa del componente Driver Arm, aplicable a la compuerta del sistema de tren de aterrizaje de la aeronave Hércules C-130 Lockheed Martin; esta tesis será realizada a fin de mejorar las propiedades físicas y mecánicas de este componente aeronáutico y ofrecer una alternativa de solución a esta necesidad, que se está presentando durante las inspecciones que se efectúan en las fases de mantenimiento.

Este trabajo de grado se realizó a partir de una necesidad identificada en el área de mantenimiento en la sección de hidráulicos, donde al realizar una inspección visual y pruebas de partículas magnéticas, se identificaba una fatiga de esfuerzo del material. El propósito de este proyecto es poder aplicar procesos de ingeniería inversa, a fin de poder brindar y mejorar el nivel de confiabilidad de un producto aeronáutico, a partir de un nuevo estudio que indague el proceso de trabajo del elemento a partir de su utilización y con ello la toma de pruebas a fin de rediseñar u optimizar el trabajo al cual es sometido; y así como el de realizar esta tesis para optar al título de Ingeniero Aeronáutico, siempre aportando al continuo mejorar de la calidad del mantenimiento aeronáutico, como un objetivo fundamental del ingeniero en esta rama de la aviación.

Con el estudio y el rediseño de este componente aeronáutico, se buscará optimizar trabajos de mantenimiento y asegurar un mejor nivel de confiabilidad en el funcionamiento de un componente aeronáutico, con estudios y pruebas que puedan comprobar el trabajo de este componente, así mismo ser una fuente de consulta académica para todos los estudiantes de aeronáutica y en general a la ingeniería.

## 5 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA.

¿Es factible mejorar propiedades físicas y mecánicas de un componente aeronáutico?

En la manufactura aeronáutica, todos los componentes fabricados y puestos al servicio, son sometidos a pruebas y procesos de fabricación, con el fin de que logren un nivel de calidad óptimo y confiable que aseguren que pueda cumplir con todos los esfuerzos físicos y mecánicos para cual han sido diseñados. Teniendo en cuenta que la confiabilidad es un factor importante en el mantenimiento aeronáutico, queremos brindar una opción de solución alternativa a una necesidad que se está presentando en el área de Ingeniería y mantenimiento.

El problema presentado está enfocado a la pieza aeronáutica denominada “fitting driver arm”, parte de la compuerta del sistema de tren de nariz de la aeronave Hércules C-130, que presenta una fisura en el cuello de sujeción de la pieza a la compuerta, evidenciada en las anotaciones repetitivas de mantenimiento y análisis por N.D.T realizadas a la pieza durante inspección programada de mantenimiento. Ante esta novedad, se indaga en el Manual del operador el procedimiento indicado referente a la novedad, a lo cual referencia: “rechazo de la pieza por presentar fisura no permitida en el servicio”.

Ante lo estipulado en el manual y lo analizado en el estudio de campo, se quiere ofrecer una opción alternativa que pueda brindar una solución oportuna, con el fin de mejorar las propiedades de la pieza aeronáutica; y teniendo en cuenta las novedades presentadas en los fitting Driver Arm, de las compuertas de tren de nariz de las aeronaves C-130, donde se han evidenciado grietas en una zona específica, surge la pregunta ¿Cómo mejorar las condiciones del fitting?

Aplicando los conocimientos de ingeniería obtenidos, se proponen las siguientes intenciones con el fin de conocer la problemática y ofrecer una alternativa a este problema:

- Analizaremos porque se está fisurando este elemento.
- Indagaremos si la falla podría ser ocasionada por su diseño de fabricación.
- Averiguaremos si la falla se produce por mal procedimiento de instalación.

Frente a las intenciones planteadas, nace la iniciativa de realizar un estudio de ingeniería, para mejorar las propiedades del fitting Driver Arm, ya que este tipo de fallas ponen fuera de servicio sistemas y aeronaves por estar fuera de parámetros.

## **6 ANTECEDENTES.**

La presente Tesis de Grado fue escogida luego de evidenciar una fisura estructural en el componente Driver Arm, en las inspecciones NDT aplicando la técnica de partículas magnéticas durante la inspección por fase de mantenimiento; que a raíz de su normal funcionamiento y debido a los ciclos de operación en la aeronave C-130, se está produciendo la falla y por esto, conforme al manual se ordena reemplazar el elemento, ya que por su operación no es permitido en el servicio ningún tipo de fisuras, fracturas o corrosión.

Partiendo de esta problemática, se analiza bajo la asesoría de nuestro tutor de proyecto, la idea de realizar un rediseño de la pieza a partir de un estudio ingenieril inverso o reverso y, así darle comienzo al proyecto propuesto, donde la ejecución del estudio, investigación y rediseño del componente de lugar a una propuesta alternativa, con el fin de ofrecer una solución a esta problemática, ya que puede afectar la aeronavegabilidad y confiabilidad de la aeronave en mención.



## 7 JUSTIFICACIÓN.

La Fundación Universitaria los Libertadores, en su firme objetivo de formar futuros profesionales, viene facultando a sus estudiantes con el fin de obtener las herramientas necesarias para aportar ideas innovadoras y puedan desarrollarlas a fin de proporcionar soluciones integrales en el área que sea designado y a partir de ahí, el ingeniero con la formación recibida está en la capacidad e idoneidad de poder dar soluciones a diferentes necesidades que se presenta en el área de mantenimiento aeronáutico, con el fin de apoyar con confiabilidad, seguridad y disponibilidad de aeronaves al servicio, para que estén dispuestas y en condiciones óptimas de aeronavegabilidad.

El propósito de esta investigación, está enfocada en las mejoras estructurales que se le pueden realizar al componente aeronáutico “Fitting Drive Arm”, partiendo de un estudio de ingeniería que investigue los esfuerzos sometidos que está soportando, o si el tiempo prolongado de servicio afecta la integridad física y su desempeño durante la operación; en vista de que el componente durante su trabajo, igualmente está presentando excesivos esfuerzos estructurales ocasionando sobrecargas en áreas específicas los cuales producen fatiga en el material, que al paso de los ciclos resulta causando grietas, que ponen en riesgo el funcionamiento normal del sistema del tren de aterrizaje y por ende afecta directamente la aeronavegabilidad de la aeronave C-130.

Con el rediseño a través de procesos de ingeniería inversa del componente Fitting Driver Arm, se pretende mejorar sus características físicas y su vez adaptar un componente que pueda ser sometido a grandes cargas estructurales de la aeronave para aumentar los niveles de seguridad y disminuir el riesgo ante un posible incidente; así mismo, brindar la solución a las fallas que se han venido presentando en los Fittings Driver Arm, como parte integral del sistema de compuerta de tren de nariz de aterrizaje del equipo C-130 Hércules.

Por lo anterior, se desea aportar a la aviación una solución alternativa de la falla por fisura en el Fitting en mención, y conocer mayor información confiable y detallada, que permita conocer a fondo este componente con el objetivo de conocer de manera relevante mayor información técnica; ya que del mismo no se tiene mayor información de su diseño, construcción y funcionamiento; lo cual hace necesario efectuar un estudio que incluya procesos de ingeniería inversa a fin de comprender su proceso de fabricación, ya que tiene un sin número de aplicaciones en el mundo actual y en todos los ámbitos tecnológicos.

## **8 OBJETIVOS**

### **8.1 GENERAL:**

Mejorar las propiedades físicas y mecánicas del componente Fitting Driver Arm, aplicable al sistema de la compuerta de tren de nariz de la aeronave C-130 Hércules, mediante el rediseño de su geometría o cambio de material con mejores características mecánicas.

### **8.2 ESPECÍFICOS:**

Realizar ingeniería inversa al elemento Driver Arm original, mediante los siguientes parámetros:

- Efectuar caracterización de material al Fitting driver Arm.
- Realizar caracterización de dureza al Fitting driver Arm.
- Realizar el levantamiento dimensional con la ayuda tecnología del brazo Faro.
- Plasmar el modelamiento CAD mediante Software SolidEdge.

## 9 MARCO TEÓRICO.

Realizando el estudio de campo para conocer e indagar características de uso mecánico de la pieza aeronáutica estudiada en este proyecto y el objetivo de conocer información pertinente, es necesario conocer las generalidades y la funcionalidad del avión C-130, para identificar su ocurrencia y tipo de operación.

El Lockheed C-130 Hércules es una aeronave de tipo militar “todo-metal”, de largo alcance, fabricado por la compañía de aviación Lockheed Martin; es una aeronave de tipo: transporte “táctico peso-medio”. “El fuselaje se divide en el compartimento de carga y la estación de vuelo. Puede ser una aeronave totalmente presurizada con aire acondicionado, tanto en vuelo como en tierra”<sup>1</sup>.

La misión del avión es proporcionar un rápido transporte de personal o carga. El avión puede ser utilizado como medio de transporte para 90 unidades de tropas de tierra con paracaidistas y su equipo, se puede convertir fácilmente para misiones de avión ambulancia. “Cuando esta aeronave se utiliza como una ambulancia, se puede configurar para cargar y llevar hasta 72 camillas”<sup>2</sup>.

Existen disposiciones para la normalidad y almacenamiento de balsas salvavidas y dar cabida a 80 personas por sobre el agua en caso de emergencia de la aeronave. El C-130 tiene la gran ventaja de poder aterrizar y despegar en pistas cortas, que se puede utilizar en pistas de aterrizaje remotas o no preparadas, tales como los que habitualmente se pueden encontrar en algunas bases de operaciones en áreas remotas del territorio colombiano.

Esta aeronave cuenta con diversas funcionalidades, entre ellas:

- Apoyo aéreo cercano.
- Labores de asalto aéreo.
- Búsqueda y rescate.
- Soporte a la investigación científica.
- Reconocimiento meteorológico.
- Trabajos de abastecimientos en vuelo.
- Lucha contra incendios.

El avión Hércules C-130, es una aeronave de mayor utilidad en el transporte militar de muchas de las fuerzas militares del mundo, donde ha sido utilizado por

---

<sup>1</sup> Lockheed Martin. MFO Flight Manual CSTO XX1C-130H-1. United States Air Force. Warner Robins. Robins AFB. Georgia. Volume 1-CL4. 01 September 2010. Págs. 1A-1.

<sup>2</sup> Ibíd. p. 19.

más de 50 países en más de 40 versiones; ha participado en numerosas operaciones militares, civiles y de ayuda humanitaria, es la única aeronave militar que continua en producción después de 50 años de servicio y actualmente a partir de las 40 versiones, se adelanta en el trabajo de la producción de la última versión actualizada: C-130J “SUPER HÉRCULES”.

## 9.1 ENTIDAD REGULADORA DE LA FAC:

De conformidad a lo establecido en Manual de Mantenimiento Aeronáutico de la Fuerza Aérea Colombiana 4-27 Público parte dos, capítulo uno “Generalidades de mantenimiento”, numeral 1.2 “Autoridad reguladora”, mediante el cual instituye que la “Fuerza Aérea Colombiana para el cumplimiento de su misión asignada constitucionalmente, cuenta con una infraestructura aeronáutica que requiere para su ordenamiento, control y doctrina de una Autoridad Reguladora Aeronáutica, siendo la Dirección de Ingeniería y Mantenimiento a quien se la ha delegado esta responsabilidad”<sup>3</sup>.

Por lo anterior, el Manual de Mantenimiento de la Fuerza Aérea colombiana 4-27 público, parte siete, capítulo uno “desarrollo y certificación de productos aeronáuticos”, el cual “establece procedimientos y normas que deben cumplirse para la fabricación de partes, piezas, componentes de aeronaves y accesorios, así como la aprobación de los procesos utilizados”<sup>4</sup>.

## 9.2 FICHA TÉCNICA GENERAL AERONAVE C-130.

Tabla 1: *Especificaciones Técnicas aeronave C-130*

ITEM	TIPO ESPECIFICACIÓN	UTILIDAD
1	FUNCIÓN PRIMARIA	Aeronave de transporte de largo alcance
2	PLANTA MOTRIZ	Cuatro motores turbopropulsores Allison T-56 a-15 de 4300 hp c/u
3	LONGITUD	29.3 Mts.

<sup>3</sup> Manual de Mantenimiento Aeronáutico de la Fuerza Aérea Colombiana 4-27. Parte número dos. Capítulo Uno “Generalidades de mantenimiento”, numeral 1.2 “Autoridad reguladora. Bogotá. Colombia. 2016.

<sup>4</sup> Ibid. p. 20.

4	ALTURA	11.4 Mts.
5	ENVERGADURA	39.7 Mts.
6	VELOCIDAD	604.4 Km/h (Mach 0.57) a 6060 Mts.
7	TECHO DE OPERACIÓN	33000 pies (10000 mts) con 45000 Kg de carga
8	PESO MÁXIMO DE DESPEGUE	69750 kg
9	ALCANCE MÁXIMO	3770 km con carga máxima; 4000 km con 11250 kg de carga, 8320 km sin carga
10	COSTO DE UTILIDAD	Básico 22.9 millones de dólar u.s.
11	TRIPULACIÓN	Cinco: dos pilotos, un navegador, un ingeniero de vuelo, un maestro de carga (tripulación variable dependiendo de carga transportada)
12	CAPACIDAD	Personal: hasta 92 soldados con equipamiento, o 64 paracaidistas, o 74 camillas de enfermos o 5 planchas pallet de carga estándar.
13	PUESTA EN SERVICIO	abril de 1955
14	ÚLTIMA VERSIÓN	Super Hércules C-130J

FUENTE: Flight Manual CSTO XX1C-130H-1. United States Air Force. Warner Robins. Robins AFB. Georgia. Volume 1-CL4. 01 September 2010. Págs. 1A-1.

### 9.3 DIMENSIONES PRINCIPALES AERONAVE C-130

*Tabla 2: Dimensiones generales de Aeronave C-130.*

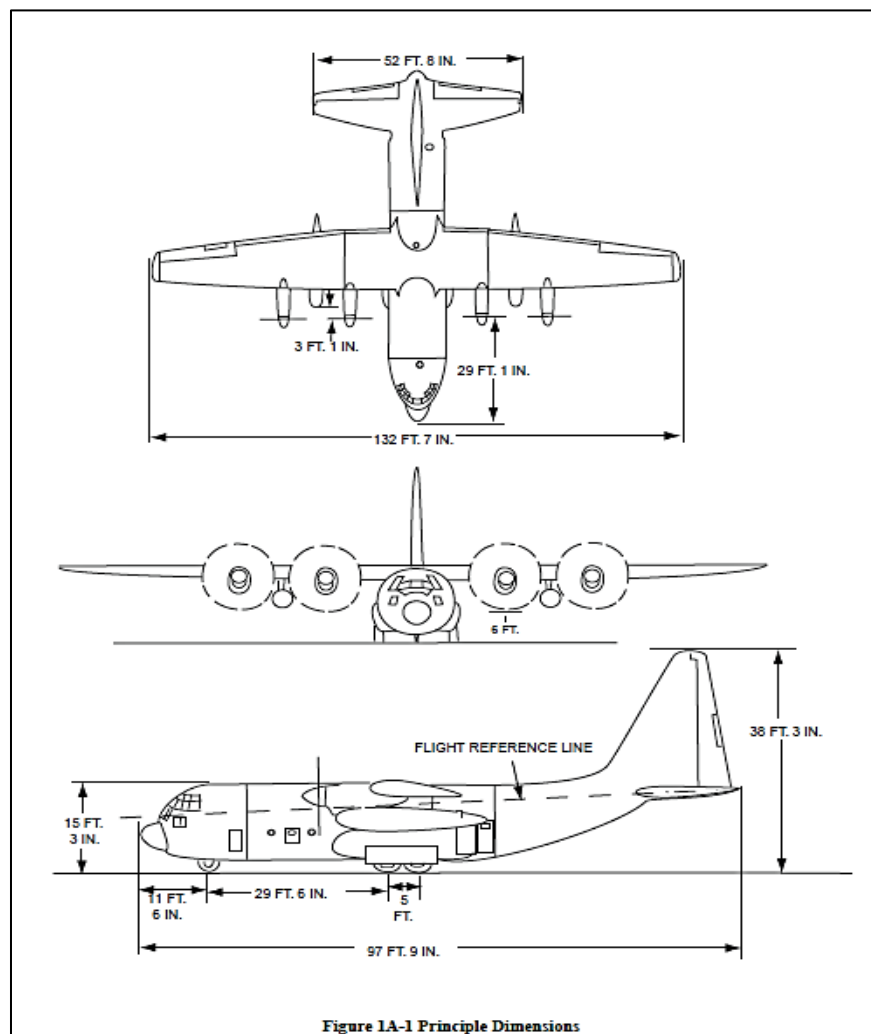
ESPECIFICACIÓN	DIMENSIÓN
WING SPAN	132 feet 7 Inches
LENGTH	97 feet 9 Inches
HEIGHT	38 feet 3 inches
STABILIZER SPAN	52 feet 8 inches
<b>CARGO COMPARTMENT</b>	
LENGTH	41 feet

WIDTH (MINIMUM)	10 feet 3 inches
MAXIMUM GROSS WEIGHT	155,000 pounds

FUENTE: Flight Manual CSTO XX1C-130H-1. United States Air Force. Warner Robins. Robins AFB. Georgia. Volume 1-CL4. 01 September 2010. Págs. 1A-2.

### 9.3.1 REPRESENTACIÓN DIMENSIONES PRINCIPALES:

*Figura 1: Dimensiones aeronave C-130*



FUENTE: Flight Manual CSTO XX1C-130H-1. United States Air Force. Warner Robins. Robins AFB. Georgia. Volume 1-CL4. 01 September 2010. Págs. 1A-4.

## 9.4 SISTEMA DE TREN DE ATERRIZAJE C-130.

Conociendo de manera generalizada la aeronave, especificamos el sistema funcional donde se incorpora la pieza aeronáutica objeto de estudio, conociendo el sistema funcional donde se encuentra ubicado y publicar lo que el manual del operador muestra referente al sistema de tren de aterrizaje.

El sistema de tren de aterrizaje de la aeronave C-130 es un sistema hidráulico que está conformado por: “cuatro pares de ruedas dobles, dirección de marcha de la nariz y dos ruedas de tren de aterrizaje principal en tándem montado”<sup>5</sup>. Allí evidenciamos que la sección delantera del tren de aterrizaje se retrae hacia el frente de la sección de la nariz del fuselaje; sus trenes de aterrizaje principales se retraen verticalmente en la rueda izquierda y derecha y así a cada lado del fuselaje. En la posición retraída, todos los trenes de aterrizaje se delimitan por las puertas lisas de accionamiento mecánico.

El sistema de tren de aterrizaje en esta aeronave cuenta con un sistema de indicación de posición de engranaje, la cual proporciona una indicación visual de la posición en la cual se encuentra cada equipo y una indicación visual y sonora que avisa de una condición de seguridad de desbloqueo del tren de aterrizaje. “En condiciones normales de operación, el tiempo de los engranajes para retracción o extensión de la nariz y el de aterrizaje principal es aprox. de 19 segundos o menos”<sup>6</sup>.

La utilidad del sistema hidráulico de la aeronave opera desde el punto de salida de presión de las dos bombas hidráulicas de los motores que generan la presión del fluido y alimentación del motor hidráulico y flaps, los motores hidráulicos del tren principal, el sistema de tren de nariz, sistema de frenos principales, rotación del tren de nariz, y una porción de el alerón, rudder y sistema reforzador de los elevadores.

Los motores hidráulicos proveen fluido hidráulico a través de una bomba reforzadora que provee presión hidráulica de los tanques de reserva que se encuentra dentro del compartimiento de carga. Las bombas hidráulicas contienen un mecanismo de control interno para generar variación de la salida de volumen de fluido hidráulico con el fin de mantener la demanda en el sistema y “controlar la

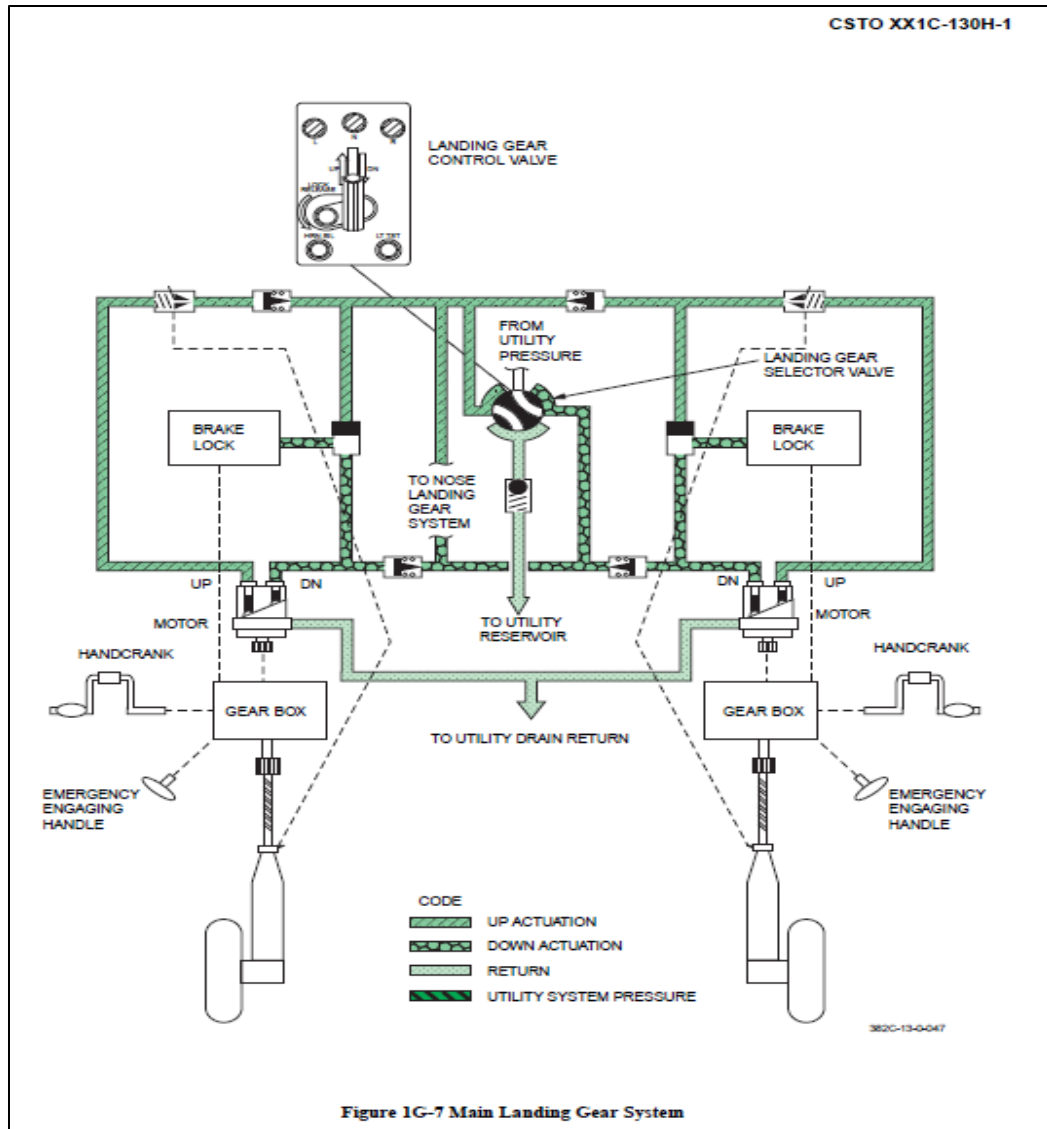
---

<sup>5</sup> Lockheed Martin. MFO Flight Manual CSTO XX1C-130H-1. Landing Gear System. United States Air Force. Warner Robins. Robins AFB. Georgia. Volume 1-CL4. 01 September 2010. Págs. 1G-1 a 1G-7.

<sup>6</sup> Ibid., p. 24.

presión para ser mantenida a una salida de presión aproximada a los 3000 psi; y la operación de los motores hidráulicos se realiza bajo la acción de un switch eléctrico a una corriente AC de 28 V, y acción del sistema hidráulico mediante corriente DC 115 – 200 V”.<sup>7</sup>

Figura 2: Esquema funcional sistema tren principal C-130.



FUENTE: Flight Manual CSTO XX1C-130H-1. United States Air Force. Warner Robins. Robins AFB. Georgia. Volume 1-CL4. 01 September 2010. Págs. 1G-25. Fig. 1G-7.

<sup>7</sup> Lockheed Martin. MFO Flight Manual CSTO XX1C-130H-1. Landing Gear System. United States Air Force. Warner Robins. Robins AFB. Georgia. Volume 1-CL4. 01 September 2010. Págs. 1G-4 a 1G-7.



## 9.5 TREN DE ATERRIZAJE DE NARIZ C-130.

Conocidas las generalidades del tren de aterrizaje de la aeronave C-130, ahora nos centramos con claridad en el subsistema del tren de nariz, pues allí es donde centra la funcionalidad de la pieza aeronáutica en estudio.

El subsistema del tren de aterrizaje de nariz, “es un engranaje de tipo basculante, que se extiende hacia abajo y de popa, accionados por un cilindro hidráulico, fijados en la parte superior e inferior de sus posiciones por cerraduras”<sup>8</sup>. El engranaje del subsistema funciona normalmente bajo el suministro con fluido hidráulico a presión por la utilidad del sistema de suministros; sin embargo, durante una “situación de emergencia esta es suministrada por el sistema hidráulico auxiliar (uso destinado para la extensión solamente)”<sup>9</sup>.

El fluido hidráulico, ya sea del lado de arriba o hacia abajo de la válvula selectora del tren de aterrizaje, fluye hacia el tren de aterrizaje delantero para el cerrojo y asegurar el tren de aterrizaje delantero de accionamiento hidráulico.

El sistema de tren de aterrizaje consiste de “cuatro ejes de rodamiento tipo tándem y conectados a brazos fijos, su actuación para una operación normal se provee mediante la utilidad del sistema hidráulico que se encarga de enviar fluido a presión sobre las válvulas actuadoras de los trenes y que retorna a los motores hidráulicos”<sup>10</sup>.

El movimiento de los actuadores provee movimiento a los ejes de rodamientos del sistema para llevar el hidráulico a la caja de la rueda. Durante la acción del sistema de tren, los motores hidráulicos cuentan con unas válvulas reguladoras de flujo, las cuales se localizan sobre las líneas de hidráulicos con el fin de regular la extensión y retracción del sistema de tren de aterrizaje.

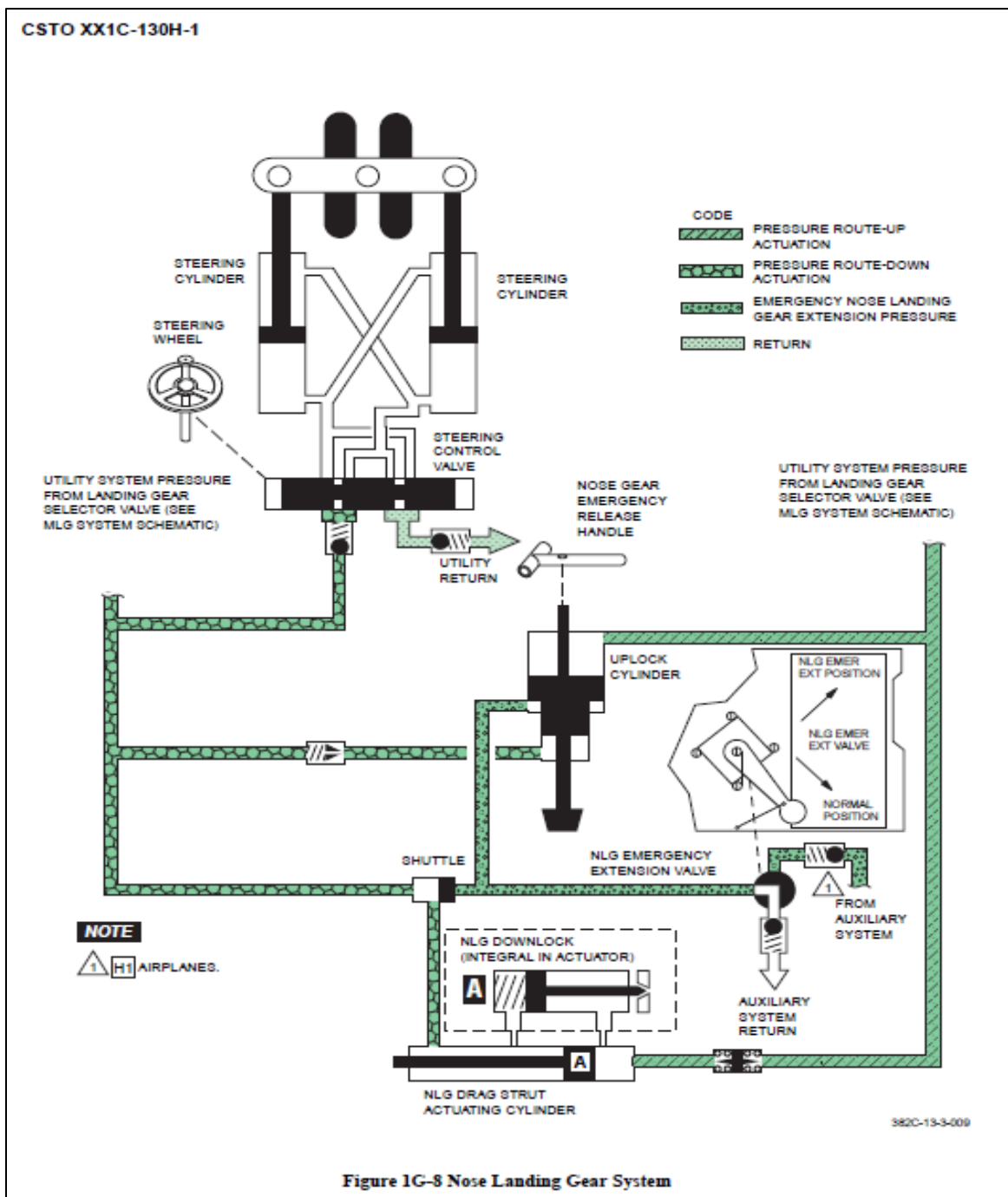
---

<sup>8</sup> Lockheed Martin. MFO Flight Manual CSTO XX1C-130H-1. Landing Gear System. United States Air Force. Warner Robins. Robins AFB. Georgia. Volume 1-CL4. 01 September 2010. Págs. 1G-8 a 1G-10.

<sup>9</sup> *Ibíd*, p. 26

<sup>10</sup> Lockheed Martin. MFO Flight Manual CSTO XX1C-130H-1. Landing Gear System. United States Air Force. Warner Robins. Robins AFB. Georgia. Volume 1-CL4. 01 September 2010. Pág. 1G-11.

Figura 3: Sistema hidráulico tren de nariz, aeronave C-130

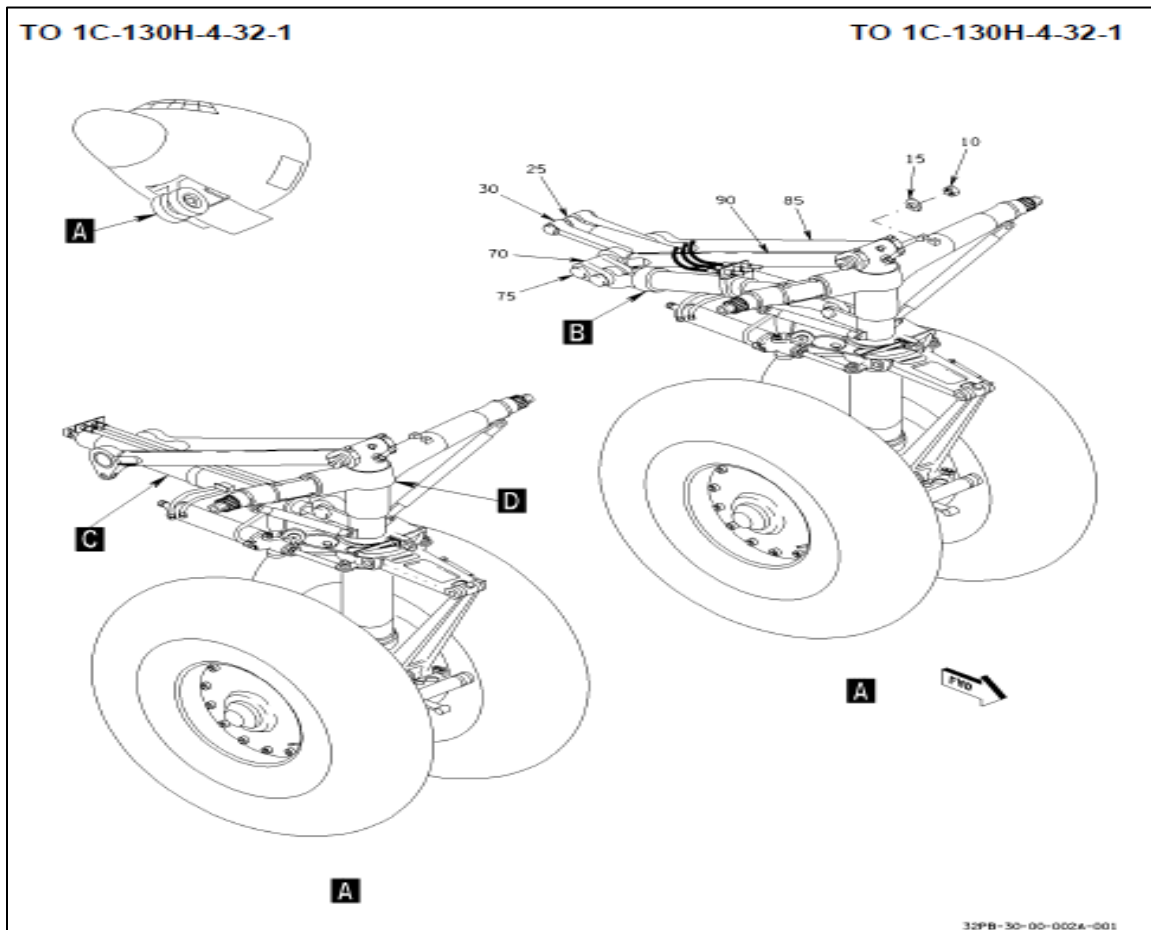


FUENTE: Flight Manual CSTO XX1C-130H-1. Landing Gear System. Nose landing gear system. United States Air Force. Warner Robins. Robins AFB. Georgia. Volume 1-CL4. 01 September 2010. Págs. 1G-11 a 1G-13. Figure 1G-8.

## 9.6 SISTEMA VOLANTE TREN DE NARIZ.

El avión está dirigido durante el rodaje por el control direccional de la rueda de morro. La dirección de rueda delantera es hidráulicamente accionada y regulada por una válvula de control de dirección en la utilidad del sistema hidráulico. La válvula de control de dirección está conectada por un cable a una dirección de accionamiento manual de nariz de rueda, que está situado en la estación de vuelo a la izquierda de la columna de control del piloto. El control de la dirección de la nariz de la rueda está limitado por medio de topes mecánicos a 60 grados a la derecha y la izquierda del centro.

Figura 4: Esquema representativo sistema volante tren de nariz y mecanismo retracción.



FUENTE: Lockheed Martin. Manual TO 1C-130H-4 32-1. Landing Gear System. Nose landing gear system. United States Air Force. Warner Robins. Robins AFB. Georgia. 15 March 1999. Pág. 2A-1. Figure 2A.

## 9.7 FITTING DRIVER ARM.

Este componente hace parte del sistema estructural de la compuerta del sistema de tren de nariz de la aeronave, el cual viene engranando la compuerta del tren con el punto duro del sistema estructural de la aeronave, la cual está sometida al movimiento mecánico generado por el actuador eléctrico que genera el movimiento de este mecanismo.

El elemento “Driver Arm (B) hace parte del conjunto de ensamble de la compuerta del tren de nariz aplicable a la aeronave C-130, este actúa transmitiendo el esfuerzo mecánico de los componentes Actuating Arm (A y C)”<sup>11</sup>. El elemento Driver Arm soporta grandes cargas, ya que la compuerta se abre y se cierra con el movimiento de retracción y contracción del tren de nariz de la aeronave C-130 Hércules, igualmente soporta las cargas aerodinámicas en el momento en que la aeronave se encuentra en descolaje y aterrizaje.

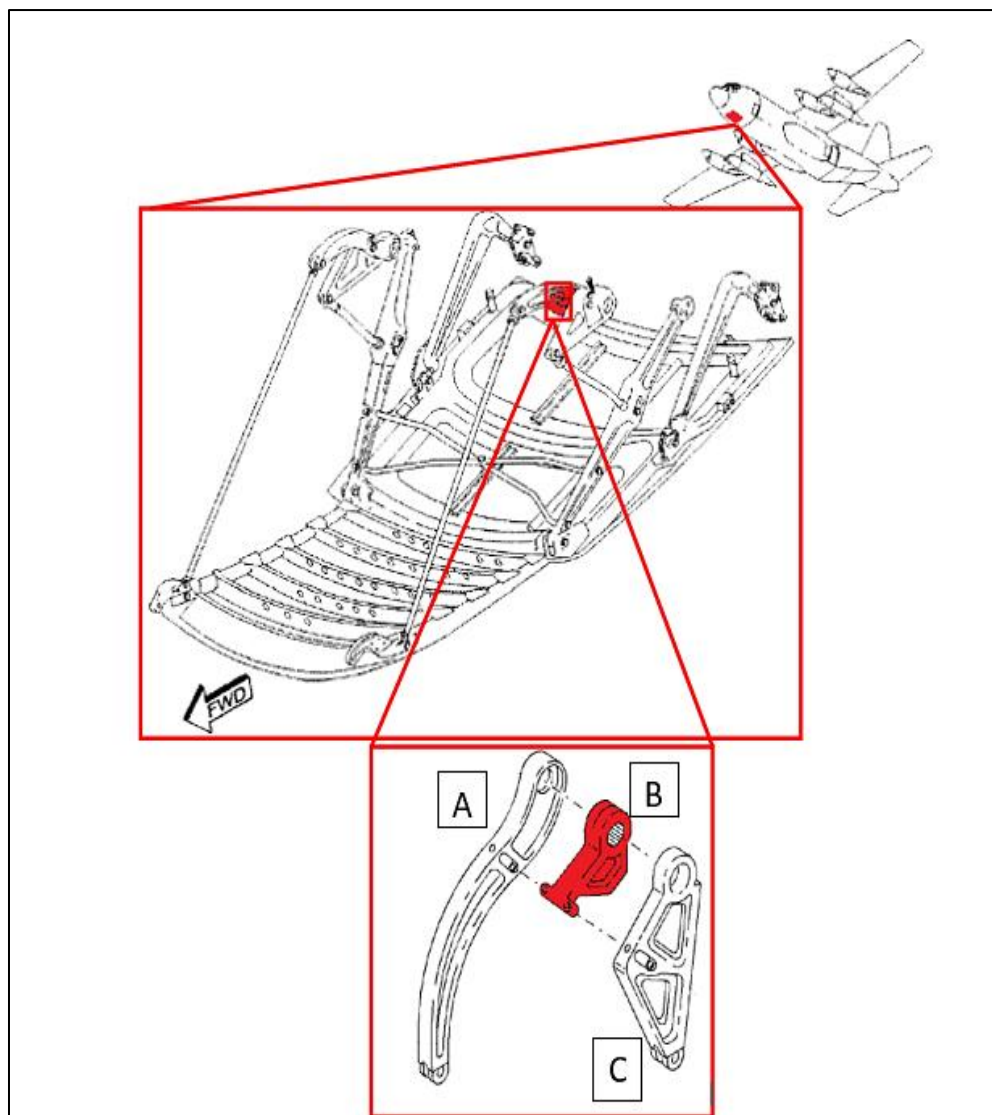
A continuación, se ilustra el Componente Driver Arm, con el fin de comprender su funcionamiento y conocer su ubicación en la aeronave:

*Fotografía 1: Imagen original Fitting Driver Arm. Tomada por Luis David Arboleda. Bogotá.*



<sup>11</sup> Lockheed Martin. Manual TO 1C-130H-4 32-1. Landing Gear System. Nose landing gear system. United States Air Force. Warner Robins. Robins AFB. Georgia. 15 March 1999. Pág. 2A-1. Figure 5.

Figura 5: ubicación Drive Arm Sistema tren C-130.



FUENTE: Lockheed Martin. Manual TO 1C-130H-4 32-1. Landing Gear System. Nose landing gear system. United States Air Force. Warner Robins. Robins AFB. Georgia. 15 March 1999. Pág. 2A-1. Figure 5.

El componente Driver Arm, conforme a lo expuesto anteriormente, esta presenta una deficiencia estructural evidenciada en una fisura, porque se está presentando un punto concentrador de esfuerzos que, probablemente originando la falla, en el área donde hay menor volumen de material y donde esta sujeta la pieza al eje de la compuerta.

A continuación, se muestra imágenes tomadas al elemento indicando el punto en el cual se presenta la falla y las dimensiones del elemento como zona de referencia del estudio.

Fotografía 2: Dimensiones y localización de la fisura del componente Fitting Drive Arm.



Como se puede evidenciar, la falla se presenta en el punto de sujeción de la pieza al eje de la compuerta, donde se presenta un cordón de soldadura que está en el cuello donde esta sujetado el componente, y es en este lugar donde se viene presentando un punto de concentración de esfuerzo, lo cual está ocasionando la fisura de la pieza.

## **9.8 ANTECEDENTES DE LA INGENIERÍA INVERSA.**

Todo lo que concierne a la aviación está directamente relacionado con la seguridad, como ingenieros aeronáuticos sabemos que las aeronaves son exigidas al máximo para obtener su mayor beneficio tanto en el área comercial como militar. Razón por la cual, y debido a las exigencias a las que son sometidos los componentes de las aeronaves en general, los mantenimientos de los equipos deben ser exhaustivos tanto en los programados como en los imprevistos.

Los fabricantes en el diseño de sus componentes estipulan un tiempo de vida útil; por ende, los desarrolladores no dan abasto para suplir la necesidad de los clientes o su tiempo de entrega puede ser muy prolongado generando pérdidas monetarias a las aerolíneas comerciales o entorpeciendo las operaciones militares a las que son designadas las diferentes aeronaves. Es así, como se crea la necesidad de desarrollar piezas y componentes aeronáuticos idénticos a las originales con certificación de los diferentes entes regulatorios que rigen a nivel mundial.

La diversidad y antigüedad de las aeronaves de la Fuerza Aérea Colombiana hace compleja su manutención, más aún teniendo en cuenta que en cada parada de mantenimiento se requiere cambio de repuestos y componentes. Para realizar la adquisición de los mismos se presentan numerosas novedades, entre ellas se encuentra que las compañías fabricantes ya no existen o el tiempo de entrega de los repuestos puede superar los 6 meses, por esta razón la Dirección de Ingeniería y Mantenimiento Aeronáutico de la Fuerza Aérea Colombiana en el año 2010 inicia con el proceso de capacitación a un grupo de ingenieros y técnicos de la especialidad de estructuras en manejo de Software CAD y de elementos finitos FEA, igualmente adquiere equipos para realizar los análisis de composición química de los metales, durómetros digitales, equipo Brazo FARO para realizar la caracterización dimensional, entre otros, estos equipos son utilizados para fabricar las piezas para las aeronaves FAC.

Una vez creado el equipo de trabajo que hace parte de la Subdirección de Ingeniería, se inicia con el proceso de documentación, dando origen al Mensaje Técnico FAC No. 912 “Elaboración de solicitud de fabricación de partes aeronáuticas por réplica del original”<sup>12</sup>, mediante el cual se pretende mantener sus

---

<sup>12</sup> Manual de Mantenimiento FAC No. 4-27 Publico. Mensaje Técnico No. 912. Jefatura de Operaciones Logísticas JOL. Biblioteca virtual JOL. Intranet FAC. Bogotá. Colombia. 2016.



aeronaves bajo estándares de calidad, operación y aeronavegabilidad según el tipo de misión que cumple y el tiempo en servicio, se requiere disminuir los tiempos por paradas de mantenimiento en las aeronaves que involucran la reposición de partes o componentes aeronáuticos. Ante la imposibilidad de adquirirlas o por los largos plazos de entrega en el mercado, se hace necesario el suministro de estos en el mercado local, mediante un proceso de fabricación por réplica de la parte o componente aeronáutico original; proceso que incluye la caracterización de material, caracterización dimensional, caracterización geométrica, modelo preliminar y aspectos generales de fabricación y control de calidad; requerimientos que se encuentran contenidos en la Forma FAC4-290T.

En caso que llegase a requerir la fabricación de un elemento con características diferentes a las de la original, como modificación de la geometría, cambio de material, entre otros; se desarrolló el Mensaje Técnico FAC No. 871 “Estructuración de la orden de ingeniería”<sup>13</sup>, esta da origen para mantener sus aeronaves bajo estándares de calidad, operación y aeronavegabilidad según el tipo de misión que cumple, se requiere realizar actividades de ingeniería tales como reparaciones, modificaciones, alteraciones y fabricaciones que no se encuentran contempladas en los manuales del fabricante de la aeronave, motor y/o componente, para lo cual se hace mandatorio documentar y soportar el cumplimiento de dichas tareas a través de Ordenes de Ingeniería, las cuales requieren ser reguladas a través de la Dirección de Ingeniería y Mantenimiento.

La realización de la Orden de Ingeniería tiene como propósito establecer un método a seguir por las Secciones de Ingeniería de las Unidades Aéreas de la Fuerza Aérea Colombiana para elaborar, documentar, soportar, revisar y presentar una Orden de Ingeniería a la Dirección de Ingeniería y Mantenimiento de la Jefatura de Operaciones Logísticas, dando cumplimiento a lo señalado en el Manual de Mantenimiento de la Fuerza Aérea Colombiana, estableciendo responsabilidades respecto de su elaboración, revisión y presentación por parte de las Unidades de la Fuerza Aérea Colombiana y/o por un Ente Externo. Por lo anterior, este Mensaje Técnico se constituye como un procedimiento informativo de carácter técnico y administrativo generado por la Dirección de Ingeniería y Mantenimiento para tal fin.

## ✓ ANALISIS CASUÍSTICO COMO ANTECEDENTE HISTÓRICO

Como antecedente más conocido en la historia de la aviación comercial a nivel mundial, destacamos de manera primordial el caso presentado en la aeronave DeHavilland Comet, que hacia el año 1952 después de su primer vuelo comercial, surgieron diversas problemáticas con su diseño estructural, que después de los

---

<sup>13</sup> Manual de Mantenimiento FAC No. 4-27 Publico. Mensaje Técnico No. 871. Jefatura de Operaciones Logísticas JOL. Biblioteca virtual JOL. Intranet FAC. Bogotá. Colombia. 2016.



accidentes presentados después de varios vuelos comerciales en los años 1953 y 1954, fuera determinado que la aeronave sufriera defectos estructurales por errores dimensionales en la geometría de las ventanas de los fuselajes; que determinados por diversos estudios ingenieriles fuera hallado que la falla se debía a malos esfuerzos estructurales por la geometría de la ventana al ser de “de dimensiones cuadradas”; y a raíz de esa problemática, hoy en día todos los aviones comerciales operan con ventanas de forma “circular u ovalada”, a fin de resistir con mejor soporte estructural las cargas de presurización internas en la aeronave.

## **9.9 CONCENTRACIÓN DE ESFUERZOS EN MATERIALES.**

La concentración de esfuerzos es uno de los obstáculos que más se presentan para los ingenieros en diferentes ramas y a la cual deben enfrentar, cuando se realiza un proceso de diseño, rediseño e ingeniería inversa, que requieran de cambios súbitos en la geometría del material debido a su aplicación, como son cubos, cuñas, engranajes, ejes, etc., que, en otras palabras, tengan concentradores de esfuerzos.

En la actualidad se puede encontrar aplicaciones diferentes en concentradores de esfuerzos, que se puedan presentar en un componente, bien sea por su diseño, geometría, ubicación, posición de material o alguna otra característica, es de vital importancia conocer los conceptos que ayudan a comprender y aplicarlo.

La concentración de esfuerzos, se refiere al estado macroscópico de esfuerzos, y tiene un significado para problemas en el plano que involucra un esfuerzo promedio, donde este se entiende desde la relación de volumen de un material caracterizado por una estructura fina.

La concentración de esfuerzos es ocasionada por los cambios abruptos en la geometría del material, que puede ser por franjas, bordes y/o orificios generalmente. Otras formas de concentrar los esfuerzos puede ser la discontinuidad en el material (inclusiones), los esfuerzos residuales, las soldaduras, el trabajo en frío. Es importante estudiar la concentración de esfuerzos porque un incremento traerá como resultado o una falla en el material.

Los métodos para calcular la concentración de esfuerzos son:

- El método analítico usando la “*Teoría de la elasticidad*”.
- El método Numérico usando el método de elemento finito.
- Experimentalmente usando pequeñas galgas extensiométricas, implementando la fotoelasticidad.

## 9.10 ACABADO DE RUGOSIDAD EN ELEMENTOS MECÁNICOS.

En todas las estructuras de los componentes aeronáuticos, las superficies reales, por más perfectas que sean, presentan particularidades que son una marca del método empleado para su obtención, por ejemplo: torneado, fresado, rectificado, bruñido, lapidado, etc. Las superficies así producidas se presentan como conjunto de irregularidades, espaciamiento regular o irregular y que tienden a formar un patrón o textura característica en su extensión. En esta textura superficial se distinguen dos componentes distintos: rugosidad y ondulación.

“La rugosidad o textura primaria, está formada por surcos o marcas dejadas por los agentes que atacan la superficie en el proceso de mecanizado (herramienta, partículas abrasivas, acción química, etc.) y se encuentra superpuesta al perfil de ondulación. Los espacios entre crestas varían entre 4 y 50 veces la profundidad de la depresión”<sup>14</sup>.

“La ondulación o textura secundaria es el conjunto de irregularidades repetidas en ondas de paso mucho mayor que la amplitud y que pueden ocurrir por diferencia en los movimientos de la máquina-herramienta, deformación por tratamiento térmico, tensiones residuales de forja o fundición, etc.”<sup>15</sup>.

Los espaciamientos entre las ondas (compresiones de ondulación) pueden ser de 100 a 1000 veces su amplitud.

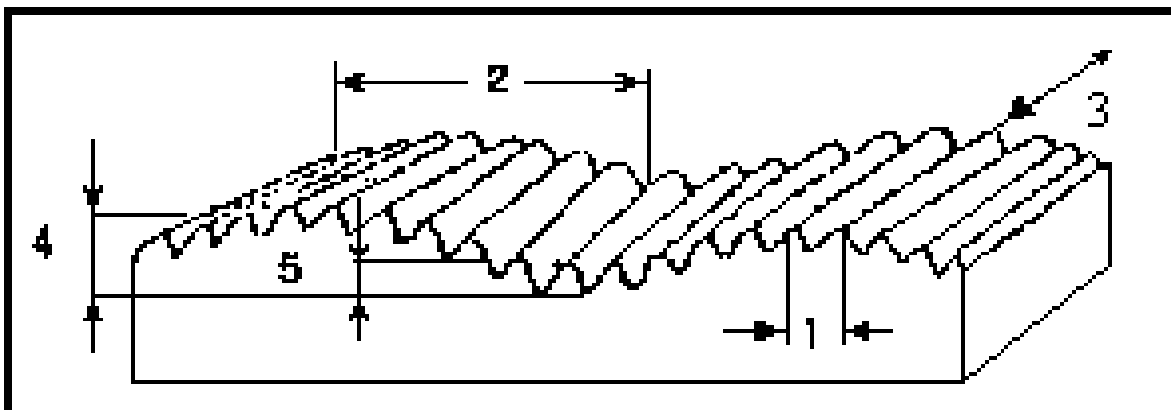
- 1- Extensión de rugosidad:
- 2- Extensión de ondulación.
- 3- Orientación de los surcos.
- 4- Amplitud de ondulación.
- 5- Amplitud de rugosidad (Altura pico-valle).

---

<sup>14</sup> Grupo de Tecnología Mecánica. Rugosidad superficial. Procesos de fabricación. Disponible en: <<http://www3.fi.mdp.edu.ar/tecnologia/archivos/TecFab/10.pdf>>. 2016. PAG. 7 – 12.

<sup>15</sup> Ibíd., P. 34.

Figura 6: Relación de superficies de rugosidad, ondulación, surcos y amplitudes.



FUENTE: GRUPO TECNOLOGIA MECANICA. PROCESOS DE FABRICACION. Disponible en: <<http://www3.fi.mdp.edu.ar/tecnologia/archivos/TecFab/10.pdf>>. 2016 P. 36.

Como se observa en la figura número seis una superficie presenta errores de diferentes magnitudes y su definición es posible a través de medios o técnicas también diferentes, por eso, para facilitar su estudio, se dividen en dos grandes grupos: errores macro geométricos y errores micro geométricos:

✓ **Errores macro geométricos:**

Llamados también errores de forma o de textura secundaria y que incluyen entre ellos divergencias de ondulación, ovalización, multifacetamiento, conicidad, cilindricidad, planicidad, etc., y son posibles de medición a través de instrumentos convencionales como micrómetros, comparadores, proyectores de perfiles, etc.

✓ **Errores micro geométricos:**

“Conocidos como errores de rugosidad o de textura primaria. Su perfil está formado por surcos, huellas o marcas dejadas por los procesos de mecanizado durante la fabricación. Su medición solamente es posible debido al progreso en la electrónica que con auxilio de circuitos electrónicos desarrollaron aparatos basados en sistemas que utilizan una pequeña aguja de punta muy aguda para recorrer una muestra de la superficie y definir numérica o gráficamente su perfil”<sup>16</sup>.

Importancia del acabado superficial:

---

<sup>16</sup> Grupo de tecnología mecánica. Rugosidad superficial. Procesos de fabricación. Disponible en: <<http://www3.fi.mdp.edu.ar/tecnologia/archivos/TecFab/10.pdf>>. 2016. Pág. 1.

El interés que despierta la obtención de buenas características del acabado superficial está fundamentado en que las mismas influyen en la prestación de las superficies, atento a que suelen tener que responder a una múltiple gama de solicitudes, entre ellas las siguientes:

- Precisión de tolerancia.
- Resistencia a la corrosión.
- Resistencia al desgaste.
- Resistencia a la fátiga.
- Pasaje de fluidos.

Aspecto económico:

El acabado superficial de un componente mecánico debe tener en cuenta no solamente el aspecto estético como una función específica, sino que también debe ser producido al menor costo posible, considerando que existe una relación directa entre el grado de acabado y el tiempo necesario para lograrlo.

Aplicaciones típicas de rugosidad superficial  $R_a$  [ $\mu m$ ]

- Bloques patrón – Reglas de alta precisión – Guías de aparatos de medida de alta precisión.
- Aparatos de precisión- Superficies de medida en micrómetros y calibres de precisión.
- Calibradores. Elementos de válvulas de alta presión hidráulica.
- Agujas de rodamientos. Superacabado de camisas de block de motores.
- Pistas de rodamientos. Piezas de aparatos control de alta precisión.
- Válvulas giratorias de alta presión. Camisas block de motor.
- Rodamientos de agujas de grandes rodamientos.
- Asientos cónicos de válvulas. Ejes montados sobre bronce, teflón, etc. a velocidades medias. Superficies de levas de baja velocidad.
- Rodamientos de dimensiones medias. Protectores de rotores de turbinas y reductores.
- Anillos de sincronizados de cajas de velocidades.
- Flancos de engranaje. Guías de mesa de máquinas-herramientas
- Pistas de asientos de agujas en crucetas.
- Válvulas de esfera. Tambores de freno.
- Asientos de rodamiento en ejes c/carga pequeña. Ejes-agujeros de engranajes. Cabezas de pistón.
- Superficies mecanizadas en general, ejes, chavetas, alojamientos, etc.

- Superficies mecanizadas en general. Superficies de referencia. Superficies de apoyo.
- Superficies desbastadas.
- Superficies fundidas y estampadas.
- Piezas fundidas, forjadas y laminadas.

Empleo del parámetro Ra.

- Cuando sea necesario el control de la rugosidad en forma continua en las líneas de producción, debido a la facilidad de obtención del resultado.
- Superficies donde el acabado presenta los surcos de mecanizado bien orientados (torneado, fresado).

Superficies rectificadas, bruñidas, lapidadas, etc.

Aplicaciones típicas de rugosidad superficial Ra [ $\mu\text{m}$ ]

- Bloques patrón – Reglas de alta precisión – Guías de aparatos de medida de alta precisión.
- Aparatos de precisión- Superficies de medida en micrómetros y calibres de precisión.
- Calibradores. Elementos de válvulas de alta presión hidráulica.
- Agujas de rodamientos. Super acabado de camisas de block de motores.
- Pistas de rodamientos. Piezas de aparatos control de alta precisión.
- Válvulas giratorias de alta presión. Camisas block de motor.
- Rodamientos de agujas de grandes rodamientos.
- Asientos cónicos de válvulas. Ejes montados sobre bronce, teflón, etc. a velocidades medias. Superficies de levas de baja velocidad.
- Rodamientos de dimensiones medias. Protectores de rotores de turbinas y reductores.
- Anillos de sincronizados de cajas de velocidades
- Flancos de engranaje. Guías de mesa de máquinas-herramientas
- Pistas de asientos de agujas en crucetas.
- Válvulas de esfera. Tambores de freno.
- Asientos de rodamiento en ejes c/carga pequeña. Ejes-agujeros de engranajes. Cabezas de pistón.
- Superficies mecanizadas en general, ejes, chavetas, alojamientos, etc.
- Superficies mecanizadas en general. Superficies de referencia. Superficies de apoyo.

- Superficies desbastadas.
- Superficies fundidas y estampadas.
- Piezas fundidas, forjadas y laminadas.

Empleo del parámetro Ra.

- Cuando sea necesario el control de la rugosidad en forma continua en las líneas de producción, debido a la facilidad de obtención del resultado.
- Superficies donde el acabado presenta los surcos de mecanizado bien orientados (torneado, fresado)
- Superficies rectificadas, bruñidas, lapidadas, etc.
- Aplicaciones típicas de rugosidad superficial Ra [Um]
- Bloques patrón – Reglas de alta precisión – Guías de aparatos de medida de alta precisión
- Aparatos de precisión- Superficies de medida en micrómetros y calibres de precisión
  - Calibradores. Elementos de válvulas de alta presión hidráulica
  - Agujas de rodamientos. Super acabado de camisas de block de motores
  - Pistas de rodamientos. Piezas de aparatos control de alta precisión
  - Válvulas giratorias de alta presión. Camisas block de motor.
  - Rodamientos de agujas de grandes rodamientos
  - Asientos cónicos de válvulas. Ejes montados sobre bronce, teflón, etc. a velocidades medias. Superficies de levas de baja velocidad.
  - Rodamientos de dimensiones medias. Protectores de rotores de turbinas y reductores.
  - Anillos de sincronizados de cajas de velocidades
  - Flancos de engranaje. Guías de mesa de máquinas-herramientas
  - Pistas de asientos de agujas en crucetas.
  - Válvulas de esfera. Tambores de freno.
  - Asientos de rodamiento en ejes c/carga pequeña. Ejes-agujeros de engranajes. Cabezas de pistón
  - Superficies mecanizadas en general, ejes, chavetas, alojamientos, etc.

- Superficies mecanizadas en general. Superficies de referencia. Superficies de apoyo
- Superficies desbastadas
- Superficies fundidas y estampadas
- Piezas fundidas, forjadas y laminadas.

Empleo del parámetro Ra.

- Cuando sea necesario el control de la rugosidad en forma continua en las líneas de producción, debido a la facilidad de obtención del resultado.
- Superficies donde el acabado presenta los surcos de mecanizado bien orientados (torneado, fresado)
- Superficies rectificadas, bruñidas, lapidadas, etc.
- Superficies de poca responsabilidad, por ejemplo, acabados con fines apenas estéticos.

### **Ventajas del parámetro Ra**

Es el parámetro más utilizado en todo el mundo.

- Es un parámetro aplicable a la mayoría de los procesos de fabricación.
- Debido a su gran utilización, casi la totalidad de los equipos presentan este parámetro, en forma analógica o digital.
- Las marcas inherentes al proceso de mecanizado no alteran sustancialmente su valor.

Para la mayoría de las superficies la distribución está de acuerdo con la curva de Gauss y es generalmente observado que el valor de Ra, da un buen parámetro estadístico que caracteriza la distribución de amplitud.

### **Desventajas del parámetro Ra**

- El valor de Ra en un módulo de medición representa la media de la rugosidad, por eso un pico o valle no típico en una superficie, va a alterar el valor de la medida, no representando fielmente el valor medio de la rugosidad.
- El valor de Ra no define la forma de la irregularidad de un perfil, de esa forma podremos tener un valor de Ra prácticamente igual para superficies con procesos de acabado diferentes.
- Ninguna distinción es hecha entre picos y valles.

- Para algunos procesos de fabricación donde hay una diferencia muy alta de picos y valles, como ocurre en los sinterizados, el parámetro no es el adecuado, ya que la distorsión provocada por el filtro eleva el error a niveles inaceptables.

La norma DIN 4769, para una mayor facilidad de especificación y control, divide en grados los diferentes valores de Ra en  $\mu m$  como muestra la tabla No. 4:



Tabla 3: Valores de rugosidad Ra y su equivalente en grados

Valores de Rugosidad		Números de grados Rugosidad
$\mu m$	$\mu$ pulgadas	
50	2000	N 12
25	1000	N 11
12,5	500	N 10
6,3	250	N 9
3,2	125	N 8
1,6	63	N 7
0,8	32	N 6
0,4	16	N 5
0,2	8	N 4
0,1	4	N 3
0,05	2	N 2
0,025	1	N 1



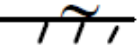
  
 Aumenta la  
rugosidad

A continuación, se da una relación de equivalencias entre indicaciones a través de triángulos de acabado y valores de Ra y aplicaciones.

Tabla 4: Relación Entre Indicaciones En Diseño Y Rugosidad Superficial.

RELACION ENTRE INDICACIONES EN DISEÑO Y RUGOSIDAD SUPERFICIAL			
Indicación en Diseño	Ra (CLA) [ $\mu m$ ]	Exigencias de calidad superficial	Ejemplos de aplicación
	0,1	Fines especiales	Superficies de medición de calibres. Ajustes de presión no desmontables, superficies de presión alta, fatigadas
	0,10-0,25-0,4	Exigencia máxima	
	0,6-1-1,6	Alta exigencia	Superficies de deslizamiento muy fatigadas, ajustes de presión desmontables



	2,5 – 4 – 9	Exigencia media	Piezas fatigadas por flexión o torsión, ajustes normales de deslizamiento y presión, efecto de un buen mecanizado.
	10 – 16 – 20	Poca exigencia	Ajustes fijos sin transmisión de fuerza, ajustes leves, superficies sin mecanizado, prensados con precisión.
	40 – 60 – 100	Sin exigencia particular	Superficies desbastadas, fundidas a presión
	160 – 250 – 400 800 – 1000	Superficies en bruto	Piezas fundidas, estampadas o forjadas.

FUENTE: Davis, H. E, Troxell, G. E y Wiskocil, C. W., Ensaye e Inspección de los Materiales en Ingeniería. McGRAW-HILL. 1964. P. 42.

A partir de la identificación teórica acerca de esta prueba como parte de la ingeniería inversa, más adelante se evidencia la prueba realizada a la pieza, como parte del estudio de fabricación que se realizó a la pieza.

## 9.11 DUREZA EN EL ESTUDIO DE ELEMENTOS MECÁNICOS.

Es una deformación local, en el material que se ensaya, a través de un indentador. Los valores obtenidos son siempre dependientes del método y las condiciones en las que se ensaya por lo que para que un valor de dureza sea útil y permita su comparación debe estar acompañando de la indicación del método utilizado y las condiciones del ensayo. Los diferentes métodos utilizados para obtener los valores de dureza se pueden clasificar en dos grandes grupos según la forma de aplicación de la carga:

- Ensayos estáticos en los que la carga se aplica en forma estática o cuasi-estática. En este caso un indentador se presiona contra la superficie de ensayo con una carga que se aplica en forma relativamente lenta. En general la medida de dureza en este tipo de ensayo resulta del cociente de la carga aplicada y el área de la huella que deja el indentador en la superficie, como es el caso de los métodos Brinell, Vickers y Knoop, o bien es una medida de la profundidad de la indentación como en el ensayo Rockwell.
- Ensayos dinámicos en los que la carga se aplica en forma de impacto. En general el indentador es lanzado sobre la superficie a ensayar con energía conocida y el valor de dureza se obtiene a partir de la energía de rebote del penetrador luego de impactar en la muestra, como sucede en el método de Shore y en el de Leeb, ambos conocidos como métodos de dureza por rebote. Si bien se pueden clasificar en este grupo métodos como el de Poldi, o uno mucho más

moderno como el UCI (ULTRASONIC CONTACT IMPEDANCE), los de rebote son los más representativos de los ensayos dinámicos de dureza. En los ensayos dinámicos los resultados obtenidos son dependientes de las propiedades elásticas del material que se ensaya y en general los valores son comparables entre materiales en los que dichas propiedades son iguales, o bien se requiere la calibración del instrumento antes de ensayar un material cuyo módulo elástico es desconocido.

En general se mide dureza cuando se ha establecido una correlación entre la dureza y alguna otra propiedad del material, como por ejemplo la resistencia a la abrasión o al desgaste, la resistencia a la tracción, etc. Sin embargo, debe advertirse que dichas correlaciones son aplicables en forma muy cuidadosa sobre un rango acotado de materiales sobre los cuales se conoce, empíricamente, las condiciones en que se cumple la relación entre la propiedad buscada y el valor de la dureza.

- ✓ En general se puede utilizar la medición de dureza para:
- Evaluar la efectividad de un tratamiento térmico.
- Evaluar la resistencia al desgaste de un material
- Evaluar la maquinabilidad del material.
- Obtener una idea de la resistencia a la tracción de un material.

- **Dureza Brinell (HB)**

Se emplea para realizar pruebas de dureza baja o media, lleva el nombre gracias a un ingeniero sueco, este tipo de dureza consiste en presionar una punta de acero endurecido, o carburo cementado sobre una superficie de un material usando una carga determinada (esto depende del equipo que se esté empleando), para producir la impresión de un elemento esférico correspondiente a la esfera que penetra.

- **Dureza Rockwell (HRC) / (HRB)**

Fue desarrollado en la década de 1920, por un ingeniero metalúrgico. Este método se fundamenta en la medición de la profundidad de penetración de una determinada herramienta bajo la acción de una carga, se mide en unidades normales y es igual en tamaño de la penetración sobre las diferentes cargas. Se puede utilizar esferas de acero templados o conos de diamante, y este método es usado para materiales más duros que los de la escala Brinell (HB).

- **Dureza Vickers:**

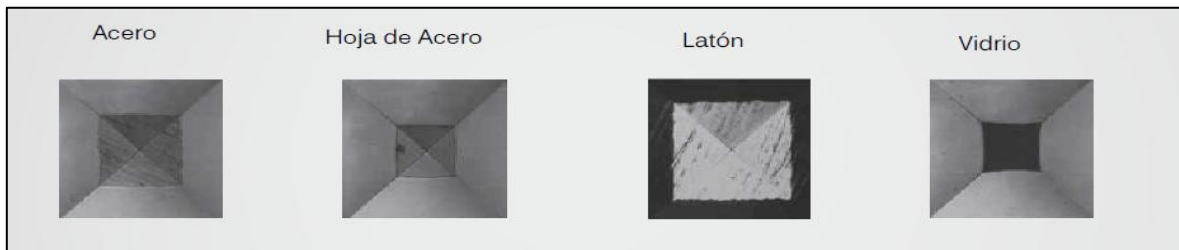
Es una prueba de penetración, se usa una máquina para aplicar una carga compresiva, luego de retirar la maquina se releva la dureza caracterizada. Existen tres tipos con diferentes características y se clasifican según la fuerza aplicada, Ejemplo: en un ensayo, se puede encontrar que la disminución de la fuerza aumenta la dispersión de los resultados; los cuales se notan por las impresiones sobre la muestra ya que son geométricamente similares.

- **Dureza Knoop:**

Este tipo de dureza se determina mediante la carga aplicada y el área que fue impresa sobre una superficie en la cual no debe tomarse en cuenta la recuperación elástica del material; sin embargo, se requiere de un penetrador y por lo tanto el material produce recuperación elástica y deformación de la impronta. Esto quiere decir que las cargas aplicadas normalmente son más ligeras que el ensayo. Este método es aplicado a elementos pequeños y delgados o materiales frágiles que pueden fracturarse con una carga pesada.

Por otra parte, la aplicación estática de la carga hace posible llevar a cabo mediciones sobre objetos delgados y pequeños, así como recubrimientos. Tan pronto como se alcance la carga de la prueba, las longitudes diagonales de la penetración se determinan y se convierten en un valor de dureza según la definición de Rockwell.

*Figura 7: Probetas empleadas para cada tipo de material.*



FUENTE: Davis, H. E, Troxell, G. E y Wiskocil, C. W., Ensayo e Inspección de los Materiales en Ingeniería. McGRAW-HILL. 1964. P. 45.

De la anterior información, y teniendo en cuenta esta propiedad fundamental en todos los elementos aeronáuticos, en la temática de ingeniería inversa podremos evidenciar la prueba de dureza realizada al componente.

### **Para la escala Rockwell C:**

Se utiliza un penetrador de forma cónica y con punta de diamante, el ángulo en el vértice del cono será de  $120^\circ$  y la terminación del cono será de forma casquete esférico, con un radio de  $0,2 \text{ mm} \pm 0,002 \text{ mm}$ .

Esta máquina de ensayo permitirá la aplicación de la carga en forma perpendicular a la superficie de la pieza, además de permitir la mantención de la carga de trabajo durante el tiempo especificado de manera constante.

Ensayo de dureza Rocwell:

Consiste en un cono con punta de diamante o esfera de acero sobre el material que se va a ensayar. La lectura de dureza se hace forma rápida y directa sobre la superficie del material, es importante remover pintura u otro material de recubrimiento de la pieza.

Características:

El penetrador utilizado para este ensayo se denomina penetrador Brale, es un cono de diamante con ángulo de  $120^\circ$  con punta esférica.

Condiciones para el ensayo:

- Antes de determinar la dureza de un material, se debe realizar por lo menos una medición previa por cuanto la primera lectura puede ser errónea.
- El penetrador debe quedar perpendicular a la pieza y ésta no debe moverse durante el ensayo.
- La pieza debe presentar una superficie plana, lisa y libre de suciedad o partículas duras que puedan interferir en los resultados del ensayo.
- La superficie de la pieza no debe calentarse durante la preparación para evitar el ablandamiento de la misma, por el efecto de revenido y para no crear tensiones internas en el material.
- El espesor debe ser suficientemente grueso con respecto a la carga y el penetrador para evitar el “efecto yunque”. En general puede establecerse el espesor de la pieza igual o mayor a 10 veces la penetración del diamante.

A continuación, se relaciona la tabla de durezas con el fin de verificar de forma comparativa la dureza obtenida en el acero 8620.

Tabla 5: Escala de dureza de los materiales.

Brinell Dureza HB	Rockwell Dureza HRb	Rockwell Dureza HRc	Vickers Dureza HV	Shore	Resistencia a la tracción Kg/mm <sup>2</sup>
682	-	65	885	91.0	232.9
652	-	63	820	87.2	221.5
627	-	61	765	84.8	213.5
600	-	59	633	76.5	188.7
578	-	59	717	81.5	204.0
555	120	57	675	78.5	195.1
534	119	54	598	73.5	181.3
514	119	52	567	71.0	174.9
495	117	51	540	68.5	168.0
477	117	49	515	66.7	162.2
461	116	48	494	65.0	157.0
444	115	46	472	63.0	150.6
429	115	45	454	61.0	145.6
415	114	44	437	59.0	140.0
401	113	42	420	57.2	136.0
388	112	41	404	65.8	132.0
375	112	40	389	54.0	127.5
363	110	39	375	52.2	123.4
	110	38	363	50.5	120.0
341	109	36	350	49.2	115.9
331	109	35	339	48.0	112.4
321	108	34	327	46.7	109.1
311	108	33	316	45.2	105.6
302	107	32	305	44.5	102.7
293	106	31	296	43.2	99.6
285	105	30	287	42.0	96.9
277	104	29	279	41.0	94.2
269	104	28	270	40.0	91.5
262	103	27	263	39.2	89.1
255	102	25	256	38.5	86.7
248	102	24	248	37.5	84.3
241	100	23	241	36.5	81.9
235	100	22	235	35.7	79.9
229	99	21	229	35.0	77.9
223	98	20	223	34.0	75.8

Fuente: escala de dureza de los materiales. Disponible en:  
<[http://ingemecanica.com/tutoriales/tabla\\_dureza.html](http://ingemecanica.com/tutoriales/tabla_dureza.html)>

## **9.12 ANÁLISIS DE MATERIALES DE FABRICACIÓN.**

Como parte del proceso de la ingeniería inversa en el estudio de este proyecto, es importante hacer un análisis general de la ingeniería de los materiales, estos enfocados en la fabricación de piezas y elementos aeronáuticos, con el fin de que puedan tener un buen desempeño ante los esfuerzos físicos y mecánicos a los que estos son sometidos y puedan cumplir la funciones determinadas a las que fueron diseñadas; de acuerdo al diseño del componente Fitting Drive Arm y al lugar específico en donde este se encuentra en la aeronave, nos presenta un área la cual está sometido a grandes esfuerzos de tensión y flexión, la cual a un corto o largo plazo podrían producir variaciones en la condición natural de la fabricación del elemento..

De conformidad a las especificaciones ya establecidas en los manuales de mantenimiento en la cual instituyen los componentes que hacen parte del sistema de los trenes de aterrizaje, y conforme a los estudios técnicos de campo realizado a varios de estos, se determinó que estos están fabricados en materiales de acero, un material de diversidad en el mercado, el cual ofrece unas altas capacidades de dureza, con el fin de atacar y atenuar los esfuerzos a los que son sometidos estas piezas, ante esto es necesario conocer acerca de este material de la industria.

Con el estudio de caracterización de material realizado al componente, se evidenció que está fabricada Acero SAE 8620, a lo cual, es pertinente como objeto de estudio conocer y tener claridad de algunas propiedades de este acero y entender el porqué de su utilización en la fabricación de la industria. A partir de este material como base elemental de la fabricación de este componente aeronáutico, hemos indagado e investigado, que en el mercado existen otros materiales que son altamente calificados y pueden cumplir con características similares a la que ofrece el material con el que está fabricada la pieza, por ello mostraremos las otras 2 clases de materiales en la industria, que luego de un estudio el cual se indago de elementos aeronáuticos fabricados para tales fines y conforme a los esfuerzos sometidos donde se ubica la pieza, identificamos pueden servir como base para realizar a un largo plazo una nueva fabricación de la pieza a partir de estos dos materiales de acero SAE4130 y SAE4140.

A continuación, se muestra unas características de estos materiales para conocer aún más sus propiedades y sus capacidades de resistencia.

### 9.12.1 EL ACERO

El Acero es un material industrial básicamente como resultado de una aleación o combinación del hierro y carbono (alrededor de 0,05% hasta menos de un 2%). Algunas veces otros elementos de aleación específicos tales como el Cr (Cromo) o Ni (Níquel) se agregan con propósitos determinados.

Ya que el acero es básicamente hierro altamente refinado (más de un 98%), su fabricación comienza con la reducción de hierro (producción de arrabio) el cual se convierte más tarde en acero. El hierro puro es uno de los elementos del acero, por lo tanto, consiste solamente de un tipo de átomos. No se encuentra libre en la naturaleza ya que químicamente reacciona con facilidad con el oxígeno del aire para formar óxido de hierro - herrumbre. El óxido se encuentra en cantidades significativas en el mineral de hierro, el cual es una concentración de óxido de hierro con impurezas y materiales térreos<sup>17</sup>.

En el mercado industrial existen diferentes tipos de acero, los cuales se clasifican de acuerdo a los elementos de aleación que producen distintos efectos en el Acero:

*ACEROS AL CARBONO:* Más del 90% de todos los aceros son aceros al carbono. Estos aceros contienen diversas cantidades de carbono y menos del 1,65% de manganeso, el 0,60% de silicio y el 0,60% de cobre. Entre los productos fabricados con aceros al carbono figuran máquinas, carrocerías de automóvil, la mayor parte de las estructuras de construcción de acero, cascos de buques, somieres y horquillas.

*ACEROS ALEADOS:* Estos aceros contienen una proporción determinada de elementos tales como el vanadio, molibdeno y otros elementos, además de cantidades mayores de manganeso, silicio y cobre que los aceros al carbono normales. Estos aceros de aleación se pueden sub-clasificar en:

*ESTRUCTURALES:* Son aquellos aceros que se emplean para diversas partes de máquinas, tales como engranajes, ejes y palancas. Además, se utilizan en las estructuras de edificios, construcción de chasis de automóviles, puentes, barcos y semejantes. El contenido de la aleación varía desde 0,25% a un 6%.

---

<sup>17</sup> Historia del acero. Disponible en: <<http://www.arlandis.com/historia-del-acero>>. 2016. P. 50.

*PARA HERRAMIENTAS:* Aceros de alta calidad que se emplean en herramientas para cortar y modelar metales y no-metales. Por lo tanto, son materiales empleados para cortar y construir herramientas tales como taladros, escariadores, fresas, terrajas y machos de roscar.

*ESPECIALES:* Los Aceros de Aleación especiales son los aceros inoxidable y aquellos con un contenido de cromo generalmente superior al 12%. Estos aceros de gran dureza y alta resistencia a las altas temperaturas y a la corrosión, se emplean en turbinas de vapor, engranajes, ejes y rodamientos.

*ACEROS DE BAJA ALEACIÓN ULTRARRESISTENTES:* Es la familia más reciente de las 4 grandes clases de acero, son más baratos que los aceros aleados convencionales, ya que contienen cantidades menores de los costosos elementos de aleación. Sin embargo, reciben un tratamiento especial que les da una resistencia mucho mayor que la del acero al carbono. En la actualidad se construyen muchos edificios con estructuras de aceros de baja aleación. Las vigas pueden ser más delgadas sin disminuir su resistencia, logrando un mayor espacio interior en los edificios.

*ACEROS INOXIDABLES:* Los aceros inoxidable contienen cromo, níquel y otros elementos de aleación, que los mantienen brillantes y resistentes a la herrumbre y oxidación a pesar de la acción de la humedad o de ácidos y gases corrosivos. Algunos aceros inoxidable son muy duros; otros son muy resistentes y mantienen esa resistencia durante largos periodos a temperaturas extremas. Debido a sus superficies brillantes, en arquitectura se emplean muchas veces con fines decorativos. El acero inoxidable se utiliza para las tuberías y tanques de refinerías de petróleo o plantas químicas, para los fuselajes de los aviones o para cápsulas espaciales. También se usa para fabricar instrumentos y equipos quirúrgicos, o para fijar o sustituir huesos rotos, ya que resiste a la acción de los fluidos corporales. En cocinas y zonas de preparación de alimentos los utensilios son a menudo de acero inoxidable, ya que no oscurece los alimentos y pueden limpiarse con facilidad.

Ante la anterior clasificación, los siguientes elementos periódicos y sus cantidades son quienes determinan las características y el tipo de aleación del acero:



Tabla 6: Elementos químicos que determinan la aleación del acero.

ELEMENTO	CARACTERISTICAS
ALUMINIO	<p>Se emplea como elemento de aleación en los aceros de nitruración, que suele tener 1% aproximadamente de aluminio. Como desoxidante se suele emplear frecuentemente en la fabricación de muchos aceros. Todos los aceros aleados en calidad contienen aluminio en 101 porcentajes pequeñísimos, variables generalmente desde 0.001 a 0.008%.</p> <p>Empleado en pequeñas cantidades, actúa como un desoxidante para el acero fundido y produce un Acero de Grano Fino.</p>
CROMO	<p>Es uno de los elementos especiales más empleados para la fabricación de aceros aleados, usándose indistintamente en los aceros de construcción, en los de herramientas, en los inoxidable y los de resistencia en caliente. Se emplea en cantidades diversas desde 0.30 a 30, según los casos y sirve para aumentar la dureza y la resistencia a la tracción de los aceros, mejora la templabilidad, impide las deformaciones en el temple, aumenta la resistencia al desgaste, la inoxidable.</p> <p>Aumenta la profundidad del endurecimiento y mejora la resistencia al desgaste y corrosión.</p>
MANGANESO	<p>Elemento básico en todos los aceros comerciales. Actúa como un desoxidante y también neutraliza los efectos nocivos del azufre, facilitando la laminación, moldeo y otras operaciones de trabajo en caliente. Aumenta también la penetración de temple y contribuye a su resistencia y dureza.</p> <p>Aparece prácticamente en todos los aceros, debido, principalmente, a que se añade como elemento de adición para neutralizar la perniciosa influencia del azufre y del oxígeno, que siempre suelen contener los aceros cuando se encuentran en estado líquido en los hornos durante los procesos de fabricación. El manganeso actúa también como desoxidante y evita, en parte, que en 100 la solidificación del acero que se desprendan gases que den lugar a porosidades perjudiciales en el material.</p>
MOLIBDENO	<p>Mejora notablemente la resistencia a la tracción, la templabilidad y la resistencia al creep de los aceros. Añadiendo solo pequeñas cantidades de molibdeno a los aceros cromo-níqueles, se disminuye o elimina casi completamente la fragilidad Krupp, que se presenta cuando estos aceros son revenidos en la zona de 450° a 550°.</p> <p>Mediante el aumento de la penetración de temple, mejora las propiedades del tratamiento térmico. Aumenta también la dureza y resistencia a altas</p>

	temperaturas.
NIQUEL	<p>Una de las ventajas más grandes que reporta el empleo del níquel, es evitar el crecimiento del grano en los tratamientos térmicos, lo que sirve para producir en ellos gran tenacidad. El níquel además hace descender los puntos críticos y por ello los tratamientos pueden hacerse a temperaturas ligeramente más bajas que la que corresponde a los aceros ordinarios. Experimentalmente se observa que con los aceros aleados con níquel se obtiene para una misma dureza, un límite de elasticidad ligeramente más elevado y mayores alargamientos y resistencias que con los aceros al carbono o de baja aleación.</p> <p>Mejora las propiedades del tratamiento térmico reduciendo la temperatura de endurecimiento y distorsión al ser templado. Al emplearse conjuntamente con el Cromo, aumenta la dureza y la resistencia al desgaste.</p>
SILICIO	Se emplea como desoxidante y actúa como endurecedor en el acero de aleación.
TITANIO	Se emplea como un desoxidante y para inhibir el crecimiento granular. Aumenta también la resistencia a altas temperaturas.
VANADIO	<p>Se emplea principalmente para la fabricación de aceros de herramientas, tiende a afinar el grano y a disminuir la templabilidad. Es un elemento desoxidante muy fuerte y tiene una gran tendencia a formar carburos.</p> <p>Imparte dureza y ayuda en la formación de granos de tamaño fino. Aumenta la resistencia a los impactos (resistencia a las fracturas por impacto) y también la resistencia a la fatiga.</p>

FUENTE: Historia del acero. Disponible en: <<http://www.arlandis.com/historia-del-acero>>. 2016. P. 50.

Como parte de la investigación de ingeniería inversa, consultando los diferentes manuales de mantenimiento de la aeronave y de la clasificación del Acero, se identificó que el material utilizado en la fabricación de la pieza Fitting Drive Arm, es el ACERO 8620, una clase de acero aleado de clase estructural muy utilizado en el mercado, con la cual muchas piezas aeronáuticas y de la industria son fabricadas con este componente.

### 9.12.2 ACERO 8620.

Este acero es el que está fabricado el componente Fitting Driver Arm, de acuerdo al estudio de caracterización del material que se realiza al componente (ver informe de caracterización en resultados), por ello es importante tener conocimiento de este tipo de material y es importante conocer las propiedades y características de este material.

“El acero SAE 8620 Es una clase de Acero aleado de carácter estructural, acero grado maquinaria al Níquel-Cromo Molibdeno para cementado. Ofrece muy buena dureza superficial y gran tenacidad al núcleo. El proceso de cementado se aplica para incrementar el contenido de carbón en la superficie para que, con un tratamiento térmico adecuado, la superficie sea substancialmente más dura que el núcleo”<sup>18</sup>.

*Tabla 7: Composición química del Acero 8620.*

COMPOSICION QUIMICA - % DE ALEACION PROMEDIO	
C (CARBONO)	0.20
Mn (MANGANESO)	0.80
Si (SILICIO)	0.25
Ni (NIQUEL)	0.60
Cr (CROMO)	0.50
Mo (MOLIBDENO)	0.20

FUENTE: Aceros Especiales Grados Herramienta y Maquinaria Aceros SISA-MET® de Metalurgia en Polvo (PM). Ficha técnica del acero 8620. 2015. P. 51

---

<sup>18</sup> Ficha técnica Acero SAE-8620. Acero de grado maquinaria. Servicio industrial S.A. de C.V. Disponible en: <<http://sisa1.com.mx/pdf/Acero%20SISA%208620.pdf>>. 2016.

Tabla 8: Propiedades físicas del Acero 8620.

PROPIEDADES FISICAS <sup>19</sup>	
Módulo de Elasticidad	30 psi x 10 (207 GPa)
Gravedad Específica	(7.84)
Densidad	7840 kg/m <sup>3</sup> (0.283 lb/in <sup>3</sup> )
TRATAMIENTO TERMICO DE ALEACION	
Forjado	1050-850°C (1920-1560°F)
Recocer	Calentar a 870°C (1600°F), mantener 2 horas, enfriamiento lento de 30°C (50°F) por hora hasta 650°C (1200°F), dejar enfriar en el horno o en aire quieto a temperatura ambiente.
CEMENTAR – Carburizado	880-925°C (1615-1700°F)
Revenir	Durante 1 hora mínimo a 150-260°C (300-500°F).

FUENTE: Aceros Especiales Grados Herramienta y Maquinaria Aceros SISA-MET® de Metalurgia en Polvo (PM). Ficha técnica del acero 8620. 2015. P. 51.

Al conocer las características de las propiedades del SAE8620 como referente de fabricación del componente analizado, se hizo pertinente consultar y analizar en el mercado otros tipos de materiales, que por su diversidad de utilidades en la industria podrían ser referentes para su estudio y una posibilidad de utilización en el diseño de un nuevo prototipo, con el fin poder ser una opción de solución para la problemática que se viene presentando, entre los materiales más afines a las propiedades del material encontramos el Acero SAE 4130 y SAE 4140.

### 9.12.3 ACERO 4140

“Es un tipo de acero empleado en la maquinaria, principalmente en la fabricación de ejes, cigüeñales, cilindros de motores, bielas, rotores, arboles de turbina de

---

<sup>19</sup> Aceros Especiales Grados Herramienta y Maquinaria Aceros SISA-MET® de Metalurgia en Polvo (PM). Ficha técnica del acero 8620. Disponible en: <http://sisa1.com.mx/pdf/Acero%20SISA%208620.pdf>. 2015. P. 52.

vapor, ejes traseros, y demás elementos que puedan ser sometidos a altas exigencias de torsión e impacto”<sup>20</sup>.

Tabla 9: Composición química del Acero 4140

COMPOSICION QUIMICA - % DE ALEACION PROMEDIO	
C (CARBONO)	0.38 – 0.43
Mn (MANGANESO)	0.75 - 1
Si (SILICIO)	≤ 0.04
Cr (CROMO)	0.8 – 1.1
Mo (MOLIBDENO)	0.15 – 0.25
P (FOSFORO)	≤ 0.035
S (AZUFRE)	≤ 0.04

FUENTE: composición química del acero 4140. Disponible en: <<http://www.sumiteccr.com/Aplicaciones/Articulos/pdfs/AISI%204140.pdf>>. 2016. P. 52.

Es un acero de aleación al cromo molibdeno, de buena penetración al temple, con buenas características de estabilidad dimensional hasta de 2 ½” aproximadamente, muy versátil y apto para soportar esfuerzos de fatiga y torsión. Este acero puede ser endurecido superficialmente por temple directo o por inducción obteniendo durezas sobre 54 HRC y no más allá de 120 mm.

Tabla 10: Propiedades mecánicas del acero 4140

DIAMETRO EN mm Ø	LIMITE ELASTICO min $N/mm^2$	RESISTENCIA A LA TRACCION $N/mm^2$	ELONGACION % min.	TENACIDAD J min.
≤ 16	900	1000 – 1300	10	30
> 16 ≤ 40	750	1000 – 1200	11	35
> 40 ≤ 100	650	900 – 1100	12	35
> 100 ≤ 160	550	800 - 950	13	35

<sup>20</sup> Ficha técnica del Acero 4140. Disponible en: <<http://www.sumiteccr.com/Aplicaciones/Articulos/pdfs/AISI%204140.pdf>>. 2016.

$> 160 \leq 250$	500	750 – 900	14	35
$> 250 \leq 500$	460	690 - 840	15	38
$> 500 \leq 750$	390	590 - 740	16	38

FUENTE: propiedades mecánicas del acero 4140. Disponible en: <http://www.sumiteccr.com/Aplicaciones/Articulos/pdfs/AISI%204140.pdf>. 2016. P. 53.

*Tabla 11: Propiedades físicas del acero 4140.*

PROPIEDADES FISICAS	
Módulo de Elasticidad	30 psi x 10 (200 GPa)
Gravedad Específica	(7.83)
Densidad	7833 kg/m <sup>3</sup>
TRATAMIENTO TERMICO DE ALEACION	
Forjado	1050-850°C (1920-1560°F)
Recocer	Para una estructura predominantemente perlítica calentar a 845 °C y luego enfriar a 755 °C a una razón de enfriamiento rápida, luego enfriar desde 755 °C a 655°C a una razón que no exceda 14°C por hora; o calentar a 845 °C, enfriar rápidamente a 675 °C y mantener por 5 horas. Para la formación de una estructura esferoidal calentar a 750 °C y enfriar hasta 655 °C a una razón de enfriamiento que no exceda los 6 °C por hora; o calentar a 750 °C y enfriar rápidamente a 675 °C y mantener por 9 horas
CEMENTAR – Carburizado	880-925°C (1615-1700°F)
Revenir	Calentar después del temple para obtener la dureza requerida.
Templado	Austenizar a 820 – 840 °C y enfriar en aceite o baño de sales.

FUENTE: propiedades físicas del acero 4140. Disponible en: <http://www.sumiteccr.com/Aplicaciones/Articulos/pdfs/AISI%204140.pdf>. 2016. P. 55.

### 9.12.4 ACERO 4130

Acero utilizado en la industria y en aviación, acero de baja aleación y medio carbono es el más extensamente empleado. Su alta templabilidad lo hace ser considerado como una buena opción en aplicaciones en donde se requiere dureza y tenacidad. El 4130 totalmente endurecido puede alcanzar valores de hasta 48 HRC, dependiendo del contenido de carbón.

Usos en la industria: Conectores de varillas, tubos para armaduras de avión, cigüeñales, rotulas, semiejes para remolques, flechas de transmisión y potencia. Industria de petróleo: Brocas, barrenas, cuerpos fresadores, collares de perforación, flechas de pistón y piezas para bomba<sup>21</sup>.

Tabla 12: Propiedades físicas del acero 4140

PROPIEDADES FISICAS	
Módulo de Elasticidad	205 GPa
Módulo de corte	80 GPa
Gravedad Especifica	(7.83)
Densidad	0.284 lb/in3 - 7.85 Kg/cm3
TRATAMIENTO TERMICO DE ALEACION	
Forjado	1050-850°C (1920-1560°F)
Endurecido	Austenizar a 870°C (1600°F) y enfriar rápidamente en aceite.
recocido	Para obtener una estructura predominantemente perlítica, calentar a 855 °C (1575 °F), enfriar rápidamente hasta 760°C (1400°F) y mantener por cuatro hrs. Para obtener una estructura esferoidizada calentar a 750°C (1380°F) enfriar a 665°C (1230°F) a una velocidad de 5°C por hora.
Revenir	Calentar después del temple a la temperatura deseada para obtener la dureza requerida.

---

<sup>21</sup> Generalidades del Acero 4130. Disponible en: [http://www.acerosfortuna.com.mx/hojas\\_tecnicas/aceros\\_de\\_baja\\_aleacion/4130.pdf](http://www.acerosfortuna.com.mx/hojas_tecnicas/aceros_de_baja_aleacion/4130.pdf). 2016.

Templado	Austenizar a 820 – 840 °C y enfriar en aceite o baño de sales.
Temperaturas críticas	Ac1 = 750 °C Ac3 = 799 °C
Maquinabilidad	70%
Calor específico	0.477 J/g°C
Conductividad térmica	42.7 W/mK

FUENTE. Generalidades del Acero 4130. Propiedades físicas del acero 4130. Disponible en: <[http://www.acerosfortuna.com.mx/hojas\\_tecnicas/aceros\\_de\\_baja\\_aleacion/4130.pdf](http://www.acerosfortuna.com.mx/hojas_tecnicas/aceros_de_baja_aleacion/4130.pdf)>. 2016.

### 9.12.5 FABRICACIÓN DE FORJA EN ACERO.

En el proceso de construcción y la fabricación de componentes, existen en el mercado diversas técnicas para prueba y diseño de las condiciones en el manejo de diversos materiales y entre ellos en la construcción de elementos mecánicos, entre ellos encontramos la forja.

“La forja o forjado es un proceso de conformado por deformación plástica que puede realizarse en caliente o en frío y en el que la deformación del material se produce por la aplicación de fuerzas de compresión. Este proceso de fabricación se utiliza para dar forma y propiedades determinadas a los metales y aleaciones. Es un proceso de conformado de metales en el que no se produce arranque de viruta, con lo que se produce gran ahorro de material respecto a otros procesos”<sup>22</sup>.

La deformación se puede realizar de dos formas diferentes: por presión de forma continua utilizando prensas, o por impacto, de modo intermitente utilizando martillos. Dentro de la técnica de la forja o forjado, existen diferentes técnicas de aplicación, entre las cuales encontramos:

1. Forjado libre: la deformación del metal no es limitada por su masa o forma.

---

<sup>22</sup> Universidad del país vasco. Departamento de ingeniería mecánica. Módulo II: conformado plástico de los metales. Tema 5: el proceso de forja. Disponible en: <[http://www.ehu.eus/manufacturing/docencia/713\\_ca.pdf](http://www.ehu.eus/manufacturing/docencia/713_ca.pdf)>. 2016. Pág. 5.



2. Forjado con estampa: Se coloca la pieza entre dos matrices, las cuales conforman una cavidad con la forma y dimensiones que se desean obtener para la pieza. Este proceso se debe realizar con un cordón de rebaba que sirve para aportar al precio necesaria al llenar las zonas finales de la pieza.
3. Recalcado: se puede realizar en frio. Consiste en la concentración o acumulación de material en una zona determinada y limitada de una pieza (normalmente en forma de barra).
4. Forjado isométrico: es un tipo especial de forja en el cual la temperatura de los troqueles es significativamente superior a la utilizada en procesos de forja convencional.
5. Forjado artesanal: se le da la forma de la pieza o metal por medio de fuego y del martillo.

El proceso de forjado tiene unas características especiales sobre los materiales, entre las cuales están:

- Repetibilidad: largas series de productos idénticos.
- Propiedades mecánicas: Tenacidad, Ductilidad, Resistencia a la Fatiga, Resistencia a la corrosión.

Estas características especiales se deben gracias a la integridad metalúrgica, la alta productividad y superficies funcionales.

Este proceso tiene diversas aplicaciones, entre las cuales podemos encontrar los componentes para la industria del automóvil y para la construcción de componentes de aeronaves que soportan grandes esfuerzos elásticos y altas temperaturas.

Aunque es muy importante identificar este proceso industrial, también presenta diversas desventajas, entre las cuales encontramos.

- ✓ Necesidad de Ángulos de salida en las paredes verticales.
- ✓ Necesidad de radios de acuerdo.
- ✓ Muy difícil forjar paredes muy delgadas
- ✓ Tolerancias y acabado superficial pobres. (forja en caliente)
- ✓ No es posible forjar agujeros de pequeño diámetro.

Los equipos para el proceso de forja se pueden dividir en dos grandes grupos: Prensas y Martillos<sup>23</sup>.

Prensas: aplicación de presión sobre el material, y se caracterizan por:

- Proporcionan una deformación homogénea del material y mejores tolerancias que los martillos.
- Su capacidad viene definida por la FUERZA disponible en la carrera de bajada de la estampa.
- Se clasifican en función del mecanismo utilizado para el movimiento de la estampa superior.
- Prensas MECÁNICAS y Prensas HIDRÁULICAS.

Prensas mecánicas:

- Mecanismo de biela-manivela (energía almacenada en un volante de inercia)
- Fuerza y velocidad dependen de la cinemática de la prensa

Prensas hidráulicas.

Accionadas por un cilindro hidráulico servo controlado.

- Fuerza y velocidad dependen del caudal y presión en el cilindro hidráulico.
- Menor productividad que las mecánicas.
- Adecuadas para forja libre de grandes piezas: capaces de grandes fuerzas y control exhaustivo de la posición de la estampa superior.
- Más caras y mayor mantenimiento que las mecánicas.

### **9.13 ANÁLISIS POR ELEMENTOS FINITOS, HISTORIA Y DESCRIPCIÓN.**

El método de los elementos finitos FEA (Finite Element Analysis), es un método número que surgió en la década de los años 60's, sin embargo, su forma más conceptual fue propuesta por Isaac Newton, dentro de las bases de cálculo integral y diferencial, es así como se ha convertido en una de las herramientas más novedosas académicamente como industrial.

---

<sup>23</sup> Universidad del país vasco. Departamento de ingeniería mecánica. Módulo II: conformado plástico de los metales. TEMA 5: El proceso de forja. Disponible en: <[http://www.ehu.eus/manufacturing/docencia/713\\_ca.pdf](http://www.ehu.eus/manufacturing/docencia/713_ca.pdf)>. 2016. Pag. 13.

Este método fue propuesto en el año 1943 para uso estructural, ya que se podían presentar elementos como vigas y sólidos sujetos a esfuerzos.

Diez años después, se obtuvieron los primeros resultados satisfactorios, puesto que se extendieron los alcances y aplicaciones de este método para resolver problemas tridimensionales con el desarrollo de matrices de rigidez, en esta etapa, la modelación matemática se enfocaba únicamente en deformaciones elásticas, concentración de esfuerzos y desplazamientos cortos.

En el año de 1964, se pudo comenzar a considerar los análisis de elementos finitos en análisis térmicos y deflexiones de gran magnitud, luego comenzaron a aplicar análisis dinámicos, explorando los campos de flujo, torsiones de flecha y conducción de calor.

En la actualidad, existen infinidad de industrias que emplean esta metodología para ofrecer un mejor producto, con el fin de ayudar a mejorar la calidad de vida. El beneficio para las industrias ha sido reducir costos, elaborar productos más confiables y eficientes.

### **9.13.1 MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS.**

La simulación de procesos es una de las herramientas de la ingeniería, la cual es utilizada para representar un proceso con otro. Esta simulación, en algunos casos, es casi indispensable debido a que en algunas disciplinas que utilizan con mayor frecuencia este tipo de metodología como la física, matemáticas o ingeniería, no es posible obtener soluciones analíticas a partir de expresiones matemáticas.

Una solución matemática es aquella expresión matemática que arroja resultados con determinadas incógnitas que requieren la solución de ecuaciones diferencias, las cuales debido a su complejidad son imposibles de resolver. Sin embargo, gracias a este tipo de metodologías se permite que el problema sea planteado como una serie de ecuaciones algebraicas simultaneas, en lugar de utilizar una resolución a partir de ecuaciones diferencias complejas.

Actualmente al momento de analizar un elemento mecánico, el proceso se puede llevar a cabo mediante la forma clásica o mediante la utilización de un método computarizado de elementos finitos. La diferencia principal entre el método clásico y el de elementos finitos, es la forma en que estos perciben la estructura durante

el procedimiento para llegar a la solución. Los métodos clásicos consideran la estructura como un continuo, cuyo comportamiento está gobernado por ecuaciones diferenciales ordinarias.

Las partículas de tamaño finito son llamadas elementos finitos o simplemente elementos; los puntos donde los elementos finitos están interconectados se conocen como nodos o puntos nodales, y el procedimiento de seleccionar los nodos se denominan desratización o modelado. El método de elementos finitos, es un método numérico generalmente empleado para la solución de problemas de alta complejidad, ya que involucran geometrías complejas, determinación de propiedades de materiales y cargas no distribuidas.

El concepto básico FEA es en dividir el continuo en un numérico finito de elementos, es decir, discretizar el continuo y resolver cada uno de los elementos de las ecuaciones del sistema para después ensamblar las soluciones totales. Se entiende por discretizar al proceso de modelación de un cuerpo que consiste en la división equivalente del mismo, en un sistema conformado por cuerpos más pequeños, a los cuales se denominan elementos finitos. Estos están interconectados por medios de puntos comunes o nodos, los cuales forman superficies que se comportan como números finitos de elementos que a su vez arrojan resultados individuales que como conclusión se fusionan para generar una solución.

Dentro de la ingeniería las aplicaciones prácticas en la mecánica de sólidos pueden agruparse en dos grandes familias: la de los asociados a problemas con sistemas discretos y la de los problemas asociados a sistemas continuos. En los primeros sistemas lo que se analiza está dividido en forma natural, es decir, en elementos claramente definidos. En el segundo caso, el sistema no puede ser dividido en forma natural, en unidades simples, por lo que su análisis resulta mucho más complejo, por esta razón es necesario utilizar el método de elemento finito.

El comportamiento mecánico de cada parte o elemento, en los que se subdivide el elemento analizado, queda definido por un número finito de parámetros llamados grados de libertad, asociados a los puntos que en dicho momento se unen al resto de los elementos de su entorno. Para definir el comportamiento en el interior de cada elemento se supone que, dentro del mismo, todo queda perfectamente definido a partir de lo que sucede en los nodos a través de una adecuada función de interpolación.

### **9.13.2 CARACTERÍSTICAS GENERALES DEL MÉTODO DE ELEMENTO FINITO.**

Una de las metodologías más comunes empleadas en ingeniería para el análisis de un problema estructural, es la determinación de los esfuerzos como los desplazamientos de la estructura. Estas estructuras se encuentran en equilibrio ya que son sometidas a cargas determinadas.

Gran parte de los análisis estructurales no son sencillos de determinar la distribución de deformaciones siguiendo métodos tradicionales, por lo que el método de elementos finitos es una excelente opción a considerar, existen dos aspectos generales relacionados al entendimiento y aplicación de este método.

El primer método se denomina como método de fuerza o flexibilidad, el cual se basa en el uso de fuerzas internas tales como las incógnitas del problema, para poder obtener las ecuaciones gobernantes anteriormente se tienen que resolver las ecuaciones de equilibrio. Es importante aclarar que las ecuaciones gobernantes son expresadas en términos de desplazamientos nodales usando las ecuaciones de equilibrio de cada nodo, para que se aplique la relación de fuerza y desplazamiento,

El segundo aspecto de método de elemento finito es conocido como el método de desplazamiento o método de rigidez, su característica principal es que las incógnitas del problema son asumidas a partir del desplazamiento de nodos, también se necesita aun los elementos estudiados se interconecten por nodos comunes entre sí, a lo largo de un eje o superficie común, de tal manera que aun después de que se presente la deformación de que se presente la deformación, los nodos permanecerán conectados al nodo común.

El método de elementos finitos al momento de hacer la modelación de una estructura utiliza pequeños elementos que se conectan entre si y reciben el nombre de elementos finitos, posteriormente se asocia a cada uno de ellos una función de desplazamiento, de esta manera, cada elemento interconectado se liga entre sí, ya sea de manera directa a través de interfaces comunes como bordes, nodos y superficies.

Finalmente, al momento de generar el arreglo total de las ecuaciones, es posible describir el comportamiento de cada uno de los nodos en una serie de ecuaciones algebraicas. Para poder tener una mejor comprensión de todo el proceso, las

ecuaciones son expresadas en notación matricial lo que ocasiona que su solución se vuelva mucho más sencilla.

### **9.13.3 ESTRUCTURA Y FUNCIONES DE UN PROGRAMA DE ELEMENTOS FINITOS.**

Un programa de elementos finitos es una pieza compleja de software en la que interactúan numerosas operaciones, por este motivo suelen estar divididos en segmentos, de los cuales cada uno efectúa una operación determinada. Sin embargo, el programa no solamente se limita al cálculo de algoritmos, la generación de los datos y el análisis de los resultados numéricos, que aparecen como producto del cálculo son esenciales para concluir el análisis satisfactoriamente. Es así, un paquete de cálculo de elementos finitos consta de un post-procesador, en procesador en el cual incluye la preparación de datos y se generan los archivos de resultado, finalmente se facilita el análisis e interpretación de los resultados, generalmente en forma de grafica mediante el trazado de curvas, gráficos tridimensionales, tablas, etc.

Uno de los análisis más empleados es el estático, que permite la determinación de los componentes de los nodos por efecto de una sollicitación estática y en una segunda fase, la determinación del estado en ciertos puntos característicos de cada elemento. Este tipo de análisis permite acotar la deformación del componente de estudio a localizar zonas altamente solicitadas o zonas de sollicitación baja.

### **9.13.4 APLICACIONES PARA EL MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS.**

El método de elementos finitos puede ser empleado en infinidad de disciplinas debido a que puede determinar cualquier tipo de incógnitas. En el campo de la ingeniería, específicamente en la mecánica, existen diferentes aplicaciones del método de elementos finitos, que van desde la simulación de flujo de fluidos, el análisis de esfuerzos estructurales, la transferencia de calor y el análisis de multi-fenómeno para la determinación de secuencias mecánicas.

Es de aclarar que el área de elementos finitos es un campo que está en continuo desarrollo, por lo que día a día, investigadores de todas partes del mundo están dedicados a crear nuevas aplicaciones para volver mucho más eficiente el método y a la vez se les ofrecen muchas más ventajas a los usuarios.

## **10 ESTUDIO Y ANÁLISIS TÉCNICO**

Con el fin de solucionar las falla presentada en los Fittings Driver Arm, aplicable al sistema de compuerta de tren de nariz del equipo C-130 Hércules, el cual presenta fisura en área específica, se planteó realizar un rediseño de la geometría, donde se pretende aumentar el radio del área donde se presenta la fisura o adicionar material, obteniendo una mejor resistencia del elemento y evitando el concentrador de esfuerzos, es así como se obtiene una mejor resistencia mecánica y física del Fitting en mención.

Así mismo, se propuso realizar un análisis comparativo de material con el que está construido el elemento, con el fin de comparar diferencias y/o discrepancias de las propiedades mecánicas a las que se encuentra sometido este elemento, y si es posible fabricar en un material que soporte estos esfuerzos con mejores propiedades físicas y mecánicas.

Teniendo en cuenta los conceptos de ingeniería inversa y conociendo las fallas por fisuras presentadas en los Fittings Driver Arm, del sistema de la compuerta del tren de nariz aplicable a las aeronaves C-130 Hércules, se propuso efectuar un estudio de ingeniería realizando los siguientes estudios:

- Análisis de composición química del material.
- Caracterización de dureza.
- Determinar proceso de fabricación.
- Caracterización dimensional, planos.
- Realización prototipo escala 1/1.
- Realización de pruebas de rugosidad de acabado superficial.
- Realización de Inspecciones No Destructivas (NDT).
- Realización de modelamiento en Software CAD.
- Realización de análisis de esfuerzos y cargas en Software de elementos finitos (FEA).

## **11 INGENIERÍA INVERSA.**

La ingeniería inversa (investigación de productos o elementos), es una metodología de rediseño de un producto, lo que representa un proceso de diseño que puede aplicar a un elemento existente o ya elaborado, a un prototipo o un concepto detallado; también está denominado como proceso que utiliza una variedad de técnicas en forma de modelos, esquemas, pautas y teorías normativas para diseccionar y entender completamente un producto.

La ingeniería inversa inicia el proceso de rediseño de un producto, donde es observado, desensamblado, analizado y documentado en términos de su funcionabilidad y aplicabilidad. La intención inicial de este proceso es entender y representar completamente el estado actual de un producto o elemento.

Algunos usos de la ingeniería inversa:

- Investigar, analizar y comprender la tecnología empleada.
- Desarrollar productos que sean compatibles con otros, los cuales no se tienen acceso a detalles técnicos.
- Comprobar la seguridad de un producto, en diseño, para conocer los factores de seguridad tenidos en cuenta para la construcción de este componente.

### **11.1 ESTUDIO Y APLICACIÓN DE INGENIERÍA INVERSA EN DRIVER ARM.**

Una vez identificadas las zonas de falla del componente Driver Arm, establecidas por el Technical Manual TO 1C-130A-36 “Nondestructive Inspection Procedures, que tiene como propósito detectar grietas en las áreas de los bordes y radios del elemento en mención”<sup>24</sup>, se procederá a realizar un estudio soportado mediante una Orden de Ingeniería, la cual pretende documentar, soportar y revisar los estudios realizados al componente; una vez realizada la caracterización de material y la caracterización dimensional se procederá a hacer las pruebas con el

---

<sup>24</sup> Technical Manual TO 1C-130A-36. Nondestructive inspections procedures. United States Air Force. Warner Robins. Robins AFB. Georgia. 01 September 2010.



cambio de material y/o modificación de la geometría, la cual se requiere identificar los puntos concentradores de esfuerzos.

Con el fin de establecer y garantizar que los estudios realizados al elemento Driver Arm mejoren las propiedades físicas, se pretende realizar un modelamiento en CAD SolidEdge con el fin de realizar pruebas con Métodos de Elementos Finitos (FEM) en el Software Ansys, el cual consiste en realizar un método de cálculo utilizado en diversos problemas de ingeniería, que se basa en considerar al elemento o estructura dividido en elementos discretos, con determinadas condiciones de vínculo entre sí, generándose un sistema de ecuaciones que se resuelven numéricamente y proporciona deformaciones y tensiones. Con este método se pueden resolver sistemas los cuales no son muy fáciles de resolver mediante modelos matemáticos simples.

La Dirección de Ingeniería y Mantenimiento Aeronáutico de la FAC, en su afán de mejorar sus capacidades, obtuvo la licencia del Software Ansys con los módulos de análisis mecánico y de fluidos; para el caso puntual de analizar el elemento Driver Arm una vez se le realicen las respectivas modificaciones, con el fin de mejorar las propiedades físicas, se empleará este sistema para corroborar que los cambios realizados al componente son viables para aumentar el tiempo de vida útil.

## **11.2 PRUEBA DE N.D.T. (NON DESTRUCTIVE TEST) AL COMPONENTE.**

Como parte del antecedente de desarrollo del proyecto y como pieza fundamental de la ingeniería inversa que se realiza al componente, se efectuó la prueba de inspección de NDT, a partir de la evidencia de una probable fisura presentada en el componente, en el momento de realizar la inspección programada a la aeronave. Para realizar esta prueba de inspección al elemento, fue necesario realizar una visita al Puesto de Información Técnica (PIT), a fin de consultar los manuales de la aeronave para conocer los procedimientos necesarios que se le deben realizar al componente para conocer y predecir de la falla inicialmente visualizada.

A partir de la consulta realizada, el manual de mantenimiento de la aeronave TO 1C-130-36, en el ATA 32-20-03, “establece que el procedimiento de inspección del

componente, se debe realizar mediante la aplicación de la técnica de partículas magnéticas”<sup>25</sup>.

Realizada la prueba de análisis de NDT al componente, se encontró la anomalía indicada producto de la realización de este proyecto, a fin de reafirmar que se encuentra un punto de concentración de esfuerzos, que está provocando una deficiencia estructural de la pieza a partir del esfuerzo aplicado en un área determinada, la cual se encuentra registrada en el formato Forma FAC-4-275T, con el cual se registra los resultados de la prueba realizada. (ver informe final en anexos).

Al final de la prueba realizada, se evidenció que este componente está presentando fatiga estructural por su ciclaje de funcionamiento en el sistema de la compuerta, lo cual es una evidencia de falla encontrada durante la inspección horaria programa que debe realizarse al elemento, mandatorio del manual de mantenimiento.

### **11.3 ESTUDIO DE CARACTERIZACIÓN DEL MATERIAL.**

Para tener claridad con el proceso de ingeniería inversa del componente en estudio, es fundamental identificar las condiciones principales con que cuenta el componente aeronáutico, y para ello es necesario realizar un estudio de caracterización de material, que nos permita conocer claramente el proceso de fabricación de la pieza y los elementos que componen dicho material, pero para ello primero debemos conocer de qué trata este proceso.

La caracterización de materiales se refiere a la identificación de un material a partir del estudio de sus propiedades físicas, químicas, mecánicas, estructurales, etc.

Para lo anterior, existen varias técnicas de caracterización, de acuerdo al interés que requiera cada material, una vez conocidas las características químicas del material, puede establecerse la naturaleza del mismo, identificando que materiales y aleaciones se mezclaron para obtener determinado material y de allí saber cuáles son sus posibles aplicaciones.

A continuación, se relacionan las principales técnicas para la caracterización de materiales:

---

<sup>25</sup> Technical Manual TO 1C-130A-36. Nondestructive inspections procedures. United States Air Force. Warner Robins. Robins AFB. Georgia. 01 September 2010.

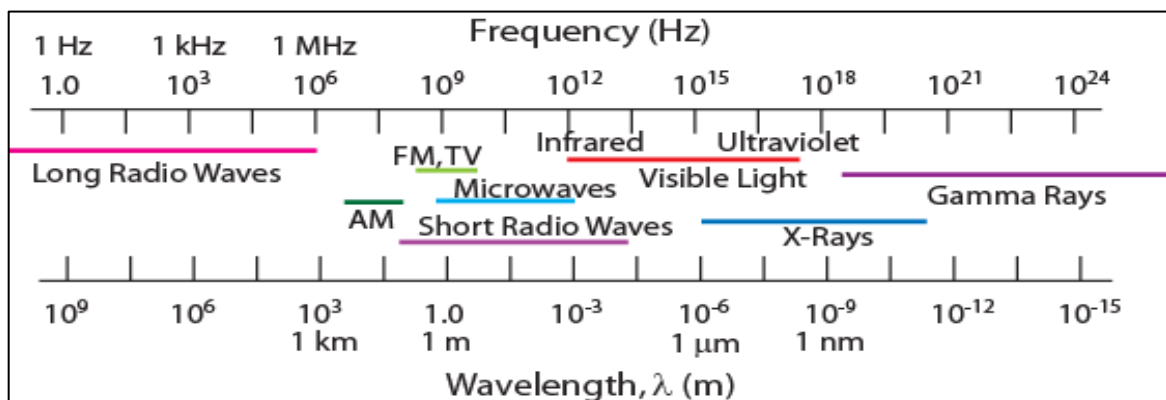
Tabla 13: Técnicas de caracterización de materiales.

TÉCNICAS PARA LA CARACTERIZACIÓN DE MATERIALES	
Difracción de rayos X	Ley de Bragg
	Calculo de parámetros de red
Microscopía óptica	Micro estructura
	Tamaño de grano
Microscopía electrónica	SEM (Scanning Electron Microscopy)
	TEM (Transmission Electron Microscopy)

FUENTE: Gonzales Arias, Ay Palazón, A. C. A., Ensayos Industriales. Ediciones Litenia. 1973. P. 66.

### ✓ Difracción de Rayos X:

Figura 8: espectro electromagnético.



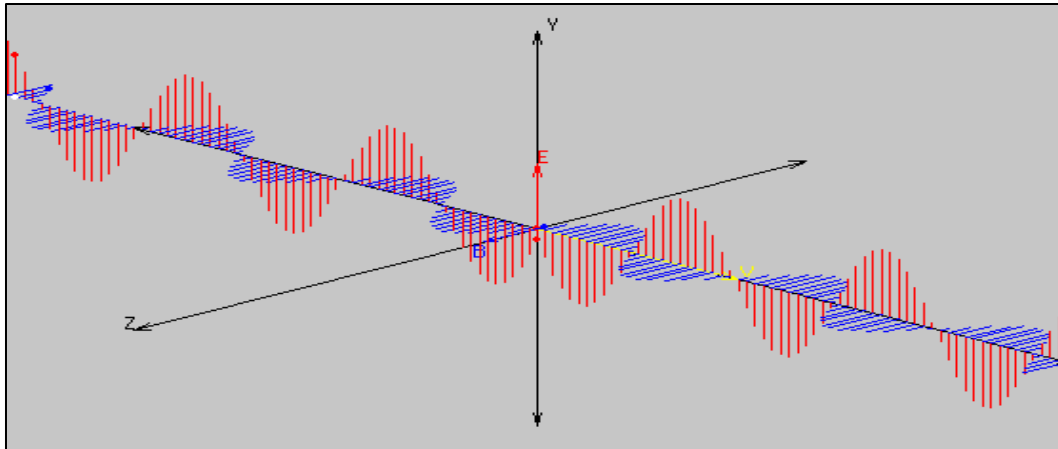
FUENTE: Gonzales Arias, Ay Palazón, A. C. A., Ensayos Industriales. Ediciones Litenia. 1973. P. 66.

Es la distribución energética del conjunto de las ondas electromagnéticas. Referido a un objeto se denomina espectro electromagnético o simplemente espectro a la radiación electromagnética que emite (espectro de emisión) o absorbe (espectro de absorción) una sustancia.

Este se extiende desde la radiación de menor longitud de onda, como los rayos gamma y los rayos X, pasando por la luz ultravioleta, la luz visible y los rayos infrarrojos, hasta las ondas electromagnéticas de mayor longitud de onda, como son las ondas de radio.

Rango energético: El espectro electromagnético cubre longitudes de onda muy variadas. Existen frecuencias de 30 Hz y menores que son relevantes en el estudio de ciertas nebulosas. Por otro lado, se conocen frecuencias cercanas a  $2,9 \times 10^{27}$  Hz, que han sido detectadas provenientes de fuentes astro físicas.

*Figura 9: distribución de las ondas en el espacio*



FUENTE: Gonzales Arias, Ay Palazón, A. C. A., Ensayos Industriales. Ediciones Litenia. 1973. P. 66.

### ✓ Microscopía óptica:

El tipo de microscopio más utilizado es el microscopio óptico, que se sirve de la luz visible para crear una imagen aumentada del objeto. El microscopio óptico más simple es la lente convexa doble con una distancia focal corta. Estas lentes pueden aumentar un objeto hasta 15 veces. Por lo general se utilizan microscopios compuestos, que disponen de varias lentes con las que se consiguen aumentos mayores. Algunos microscopios ópticos pueden aumentar un objeto por encima de las 2.000 veces.

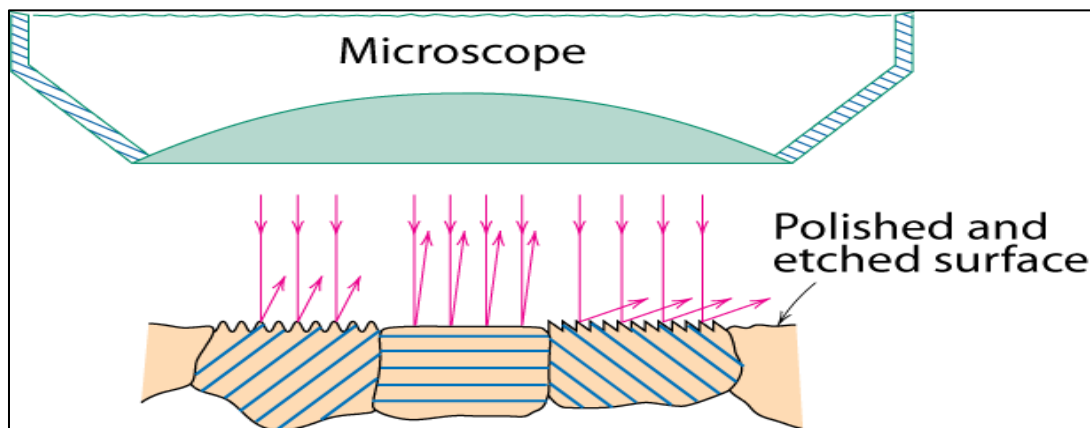
El microscopio compuesto consiste en dos sistemas de lentes, el objetivo y el ocular, montados en extremos opuestos de un tubo cerrado. El objetivo está compuesto de varias lentes que crean una imagen real aumentada del objeto examinado. Las lentes de los microscopios están dispuestas de forma que el objetivo se encuentre en el punto focal del ocular. Cuando se mira a través del ocular se ve una imagen virtual aumentada de la imagen real. El aumento total del microscopio depende de las longitudes focales de los dos sistemas de lentes.

El equipamiento adicional de un microscopio consta de un armazón con un soporte que sostiene el material examinado y de un mecanismo que permite acercar y alejar el tubo para enfocar la muestra. Los especímenes o muestras que se examinan con un microscopio son transparentes y se observan con una luz que los atraviesa, y se suelen colocar sobre un rectángulo fino de vidrio. El soporte

tiene un orificio por el que pasa la luz. Bajo el soporte se encuentra un espejo que refleja la luz para que atraviese el espécimen. El microscopio puede contar con una fuente de luz eléctrica que dirige la luz a través de la muestra.

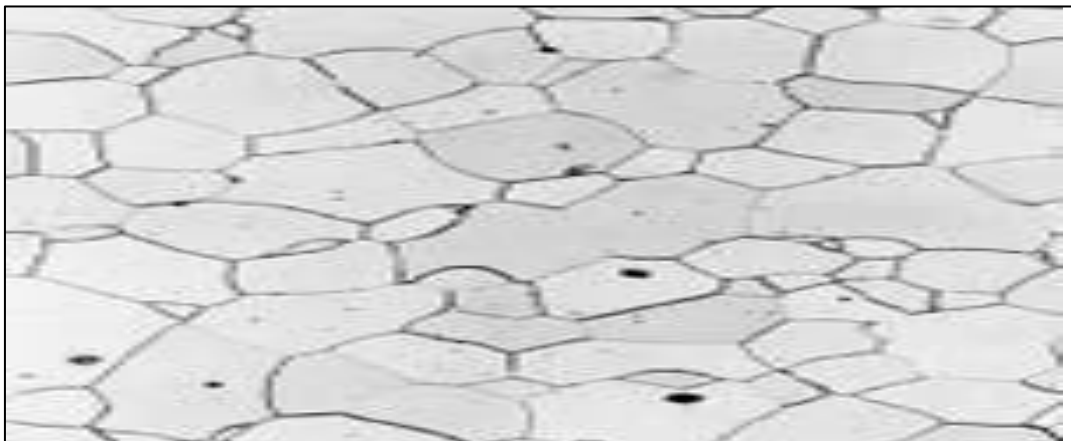
- Útil hasta una magnificación de 2000X
- Pulido remueve las irregularidades de la superficie (rayas)
- El ataque químico cambia la reflexión, dependiendo de la orientación del cristal.

*Figura 10: Representación de la refracción de las ondas, planos cristalográficos, para caracterización de material.*



FUENTE: Gonzales Arias, Ay Palazón, A. C. A., Ensayos Industriales. Ediciones Litenia. 1973. P. 66.

*Figura 11:esquema representativo aleación Hierro (Fe)-Cromo (Cr)*



FUENTE: Gonzales Arias, Ay Palazón, A. C. A., Ensayos Industriales. Ediciones Litenia. 1973. P. 66.

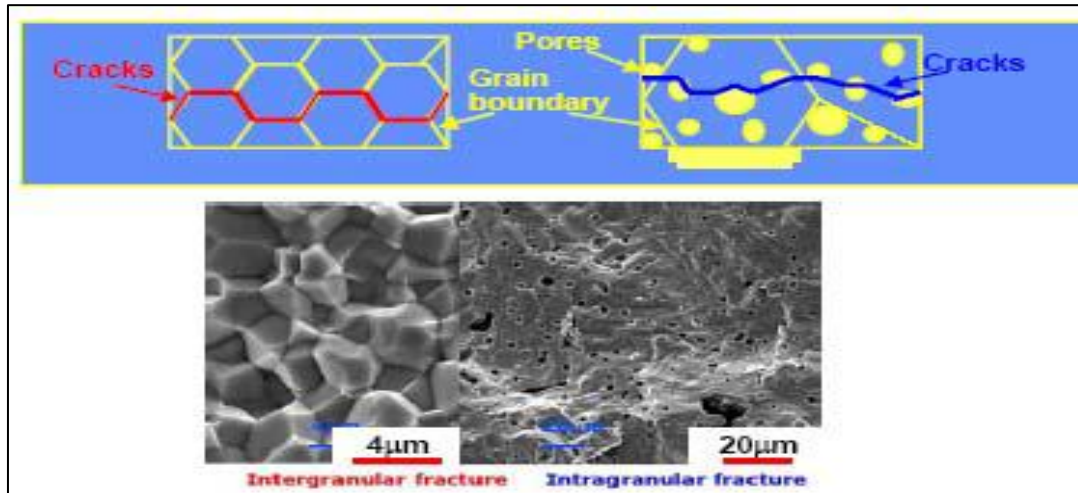
### ✓ **Microscopía electrónica:**

Los microscopios electrónicos son instrumentos científicos que utilizan un haz de electrones para examinar objetos a escalas muy pequeñas.

MEB surgen por las limitaciones de los microscopios ópticos

- Topografía: Características de la superficie.
- Morfología: Forma y tamaño de las partículas.
- Composición: Cantidades relativas de las partículas
- Información cristalográfica: ordenamiento de los átomos.

Figura 12: esquema de elementos analizados por microscopía



FUENTE: Gonzales Arias, Ay Palazón, A. C. A., Ensayos Industriales. Ediciones Litenia. 1973. P. 67.

La técnica consiste en colocar la muestra en la cámara de vacío del MEB y retirar todo el aire que se encuentra dentro de ella. De manera inmediata se enciende el emisor de electrones para bombardear la muestra. Los electrones viajan a través del arreglo de lentes diseñados para obtener un haz convergente de electrones. Las bobinas ubicadas bajo el arreglo de lentes dirigen al haz de electrones de izquierda a derecha y de arriba a abajo de tal forma que se realiza un barrido en toda la superficie de la muestra que se encuentra en la base de la cámara de vacío. Los electrones que golpean la muestra salen difractados hacia el detector. Este último capta esa señal y la manda a un procesador donde se convierte en imagen.

Conociendo acerca de las diversas técnicas y la importancia de conocer a fondo de caracterización de materiales, como base fundamental de un estudio de ingeniería, ahora vamos a aplicar el método con el fin de indagar y conocer más la estructura química de la cual está compuesto el componente Fitting Driver Arm .

A continuación, se relaciona el análisis de material realizado al elemento Driver Arm, el cual se aplicó la técnica mediante la difracción de rayos X, el cual se empleó el equipo X-MET 5100 de propiedad de la Dirección de Ingeniería de la

Fuerza Aérea, y del cual se requirió de su uso, ya que es un elemento de alto costo para su utilización.

El equipo X-MET 5100 es un analizador de materiales por fluorescencia de rayos X diseñado para ofrecer velocidad y exactitud en mediciones con resultados en tiempo real y muy confiable. Esta es una herramienta de alta productividad indispensable para la industria de los metales, plásticos, electrónica, minería y todos los campos de la industria del reciclado, incluso madera.

EL equipo X-MET 5100 permite una relación ideal de costo beneficio. Con la capacidad de poder medir elementos livianos permite mayor exactitud y una rápida determinación de aleaciones de aluminio. Esto también permite que sea una herramienta útil en la industria, ya que permite identificar y analizar con precisión el níquel, el cobre y materiales ferrosos que pueden tener grandes concentraciones de elementos livianos tales como aluminio, silicio y fósforo.

Este equipo sirve para:

- La clasificación y análisis de la composición química de los metales.
- La realización de PMI y control de calidad con gran velocidad.
- La detección rápida y fiable de elementos restringidos.
- El mapeo de minas y análisis in situ del mineral.
- El análisis de metales pesados en suelos y plásticos.

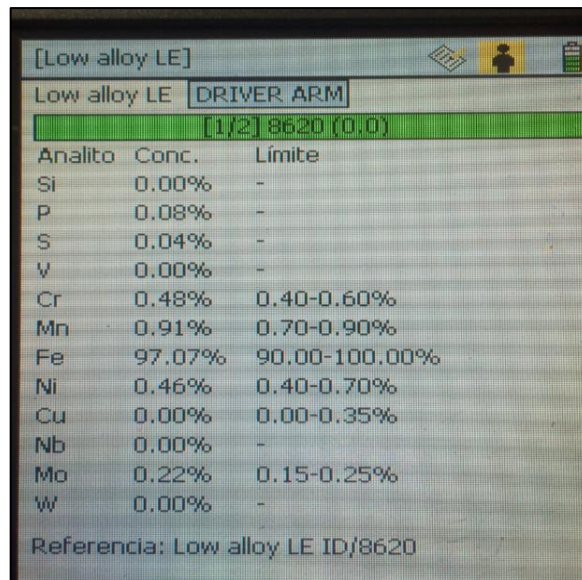
El ensayo realizado se muestra en el informe Forma FAC 4-404T número LDA-16-01, el cual arrojó como resultado que el elemento se encuentra fabricado en acero 8620, también llamado como acero al cromo-níquel-molibdeno. Se trata de una aleación resistente, compuesta en su mayor parte por carbono, con muchas aplicaciones en las operaciones de fabricación. Cuando se funde y forma correctamente, puede utilizarse en la fabricación de piezas para maquinaria resistentes al desgaste.

Así mismo, se realizó el formato *LDA-06-01*, que muestra el resultado e imagen de las pruebas de caracterización de material, y es el registro como prueba de la realización de esta examinación (ver informe en los anexos).

*Fotografía 3: resultados caracterización de material X-MET 5100*

Method:	Low alloy LE		Sample:	DRIVER ARM		9/30/16 11:37:51 AM						
Additional Info:	No position available											
GPS position:	No position available											
Duration:	12											
Analyte	Si	P	S	V	Cr	Mn	Fe	Ni	Cu	Nb	Mo	W
%	0.00	0.08	0.04	0.00	0.48	0.91	97.07	0.46	0.00	0.00	0.22	0.00
Grades:	8620 (0.0)											
Scaling Ref. :	8620											
Scaling Method:	Low alloy LE ID											

Fotografía 4: imagen tomada de la caracterización realizada.



[Low alloy LE]		
Low alloy LE DRIVER ARM		
[1/2] 8620 (0.0)		
Analito	Conc.	Limite
Si	0.00%	-
P	0.08%	-
S	0.04%	-
V	0.00%	-
Cr	0.48%	0.40-0.60%
Mn	0.91%	0.70-0.90%
Fe	97.07%	90.00-100.00%
Ni	0.46%	0.40-0.70%
Cu	0.00%	0.00-0.35%
Nb	0.00%	-
Mo	0.22%	0.15-0.25%
W	0.00%	-
Referencia: Low alloy LE ID/8620		

Finalmente, luego de la caracterización realizada a la pieza obtenemos el resultado de la composición química del elemento, arrojando que está fabricado en acero SAE 8620.

#### 11.4 PRUEBA DE RUGOSIDAD DEL COMPONENTE FITTING DRIVER ARM

Como parte del proceso de estudio e ingeniería inversa, se efectuó la prueba de rugosidad a la pieza, para indagar y verificar el proceso de forja que se le realizó a la pieza durante su proceso de fabricación. A continuación, mostraremos la prueba del análisis de rugosidad realizado el elemento Fitting Driver Arm:

El método de prueba de rugosidad, se realizó mediante la medición con el uso del equipo **POSITECTOR SPG P/N: SPG1-E S/N: 230876**, que cuenta a la fecha con su respectivo certificado de calibración **No. D1601671** de fecha 12 agosto del 2016 (ver copia del certificado anexo), con la cual se realiza tomas de rugosidad sobre la superficie mecanizada y no mecanizada, es decir en la parte con mayor rugosidad de la pieza, teniendo en cuenta que es efecto del resultado de la forja mediante el cual fue obtenido la fabricación del elemento en mención.

En la fotografía número cinco, podemos tener clara evidencia del resultado de la prueba realizada en la superficie más rugosa, efecto del procedimiento de forja mediante el cual fue obtenido el elemento Driver Arm, obteniendo un valor de 172 [Um] micrones, de acuerdo a lo anteriormente visto, podemos clasificar este



resultado a un grado de rugosidad mayor a N12 ~~—/—/—~~ , hace referencia a piezas fundidas, estampadas o forjadas.

*Fotografía 5: Prueba rugosidad al cuerpo del componente Fitting Driver Arm.*



En la fotografía número seis, se evidencia el resultado de la prueba realizada en la superficie mecanizada, visualmente menos rugosa, obteniendo un valor de 6 [Um] micrones, de acuerdo a lo anteriormente visto, podemos clasificar este resultado con grado de rugosidad entre N8 y N9 ~~—/—/—~~ , para superficies de deslizamiento muy fatigadas, ajustes de presión desmontables o piezas fatigadas por flexión o torsión, ajustes normales de deslizamiento y presión, efecto de un buen mecanizado.

*Fotografía 6: Prueba de rugosidad a superficie mecánica del componente.*



Como parte del proceso de prueba, se registra los resultados de los análisis realizados de rugosidad, lo cual nos certifica que el elemento de medición se encuentra revisado, evaluado y certificado de acuerdo a la normativa que estipula la reglamentación aeronáutica colombiana, referente a la calibración de aparatos de medición. (Ver informe en los anexos).

## 11.5 APLICACIÓN DE PRUEBA DE DUREZA AL COMPONENTE FITTING DRIVER ARM.

A continuación, como parte del proceso de ingeniería inversa vamos a observar la prueba de dureza realizada a la pieza.

En la prueba de caracterización de dureza realizada se empleó el método TIV mediante un dispositivo de prueba portátil de acuerdo al método Rockwell. Este incluye un sistema el cual permite determinar la penetración mediante una punta de diamante (a través del indentador), este método permite observar directamente el proceso de penetración del diamante en el material de prueba.

El medidor de dureza TIV puede ser usado para cualquier tipo de material metálico en su estado sólido, sin ninguna calibración adicional, más, sin embargo, el equipo **ALPHA DUR MINI S/N ADM-1058**, tiene certificado de calibración **No. D1601678** realizado por la compañía CIMA el 06 de agosto de 2016 (*ver certificado anexo en las pruebas de dureza*), con el fin de aumentar la confiabilidad de la prueba.

De acuerdo a las pruebas de dureza realizadas, se evidenció que el elemento Driver Arm tiene una dureza (*ver informe de dureza anexo*) de 50.96 (HRC), el cual se realizó tratamiento térmico templado en aceite para obtener esta tenacidad.

*Fotografía 7: Equipo Alpha Dur Mini y Fitting Driver Arm para la prueba de dureza.*



Para soportar la prueba realizada, está la evidencia de la certificación de calibración y pruebas del equipo de dureza, conforme a la normativa vigente de regulación aeronáutica que dicta la calibración de aparatos de medición, utilizado para la prueba en la pieza, en la cual como resultado final presentamos el certificado de prueba de dureza, de conformidad al formato establecido para el registro de la prueba (ver informe en los anexos).

## 11.6 MODELAMIENTO EN CAD DEL FITTING DRIVER ARM

Durante el desarrollo del proceso de ingeniería inversa y en parte de las pruebas que se han realizado al componente desde el antecedente inicial, y como parte del objetivo trazado del desarrollo de este proyecto, se realizó un modelamiento en CAD empleando software SolidEdge, con el fin de identificar y conocer la geometría del diseño de fabricación y así mismo conocer sus dimensiones, y constatar con las demás pruebas realizadas, a fin de visualizar los daños estructurales que ha venido sufriendo la pieza en su funcionamiento en la compuerta del tren delantero. En la sección de anexos encontramos el formato final del modelamiento del prototipo original de la pieza.

*Figura 13: Modelamiento del Driver Arm Original mediante Software Solid Edge ST4*

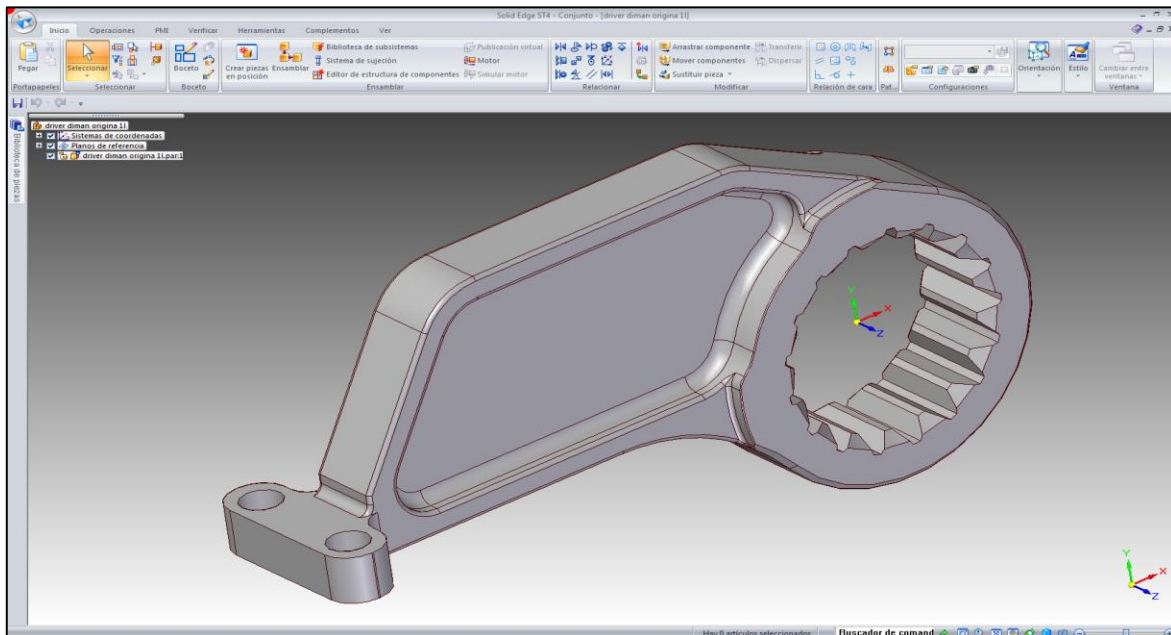


figura 14: Caracterización dimensional, cara lateral del Fitting Driver Arm original.

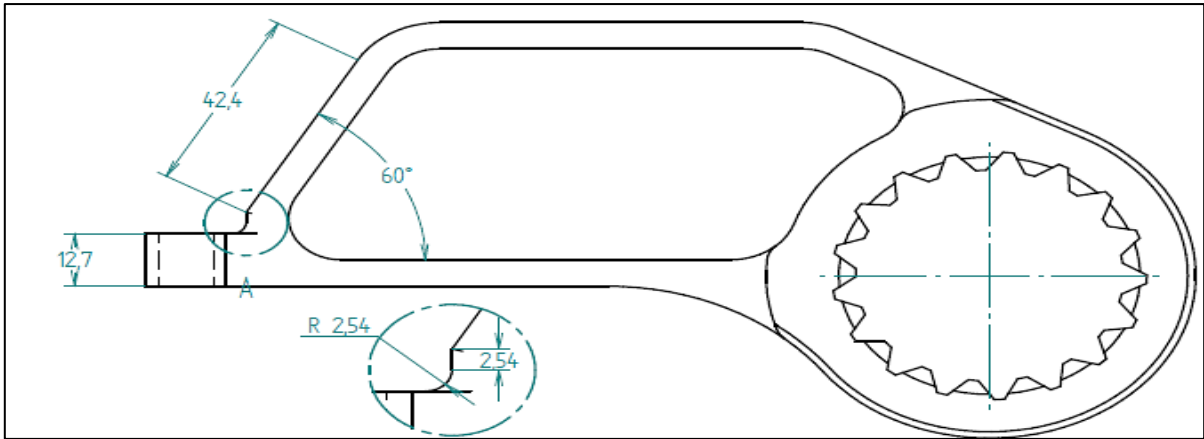
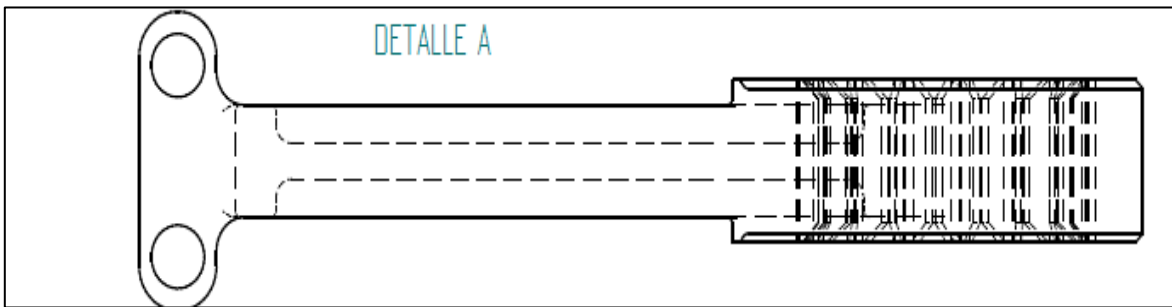


Figura 15: Cara superior Fitting Driver Arm original.



Se puede identificar en la estructura modelada, es que es un brazo mecánico diseñado con un cuerpo en su centro vacío, con pequeños soportes semi-curvos que le dan el refuerzo a la estructura para disminución de material para restarle peso al componente; es un brazo que contiene en uno de los extremos una estructura circunferencial de carácter dentado, el cual liga el brazo al soporte de la estructura del subsistema del tren, que genera la apertura de la compuerta a través de un esfuerzo de torsión para generar la apertura y el cierre; al otro extremo tiene un pequeño brazo semi-rectangular, del cual están dos puntos de sujeción al cual se une el brazo que soporta los actuadores para la apertura de la compuerta; es de reconocer que a partir de los antecedentes de la inspección del componente, se empiezan a evidenciar las fisuras en la pieza, posiblemente por el radio cerrado que induce a ser concentrador de esfuerzos.

## 11.7 SIMULACIÓN Y ANÁLISIS ELEMENTOS FINITOS (FEA) SOFTWARE ANSYS 16.0.

Como parte del procedimiento de estudio de la pieza aeronáutica y objetivo de este proyecto, se realiza un análisis y simulación de elementos finitos mediante el uso y aplicación del software ANSYS Versión 16.0. Este programa es empleado en ingeniería a fin de realizar análisis específicos dimensionales de los elementos y realizar simulaciones de esfuerzo del componente analizado, para estudiar el comportamiento del componente en diversos esfuerzos, y conocer el alcance que puede tener éste al ser puesto en funcionamiento.

“El análisis de elementos finitos es un método numérico computarizado empleado para resolver problemas de ingeniería tales como: análisis de tensiones, análisis térmico de flujo, de fluidos, y difusión e interacciones de campo magnético. En el análisis de elementos finitos un sólido continuo o fluido se considera que se construye de numerosos elementos pequeños conectados; ya que los elementos se pueden disponer en prácticamente cualquier forma, se pueden utilizar para modelar formas muy complejas”<sup>26</sup>. Por lo tanto, ya no es necesario encontrar una solución analítica que trate un modelo "idealizado" cercano y adivinar cómo la desviación del modelo afecta al prototipo, como el método de los elementos finitos se ha desarrollado, y a su vez ha reemplazando una gran parte el desarrollo con el modelado de computadora más rápido y más barato reemplazando el método "Cortar e intentar”.

A diferencia de los métodos analíticos que requieren el uso de matemáticas para resolver problemas de alto nivel, “el método de elementos finitos se basa en solucionar ecuaciones algebraicas simples”<sup>27</sup>. Sin embargo, las soluciones FEA pueden requerir cientos de ecuaciones simultáneas con cientos de términos desconocidos. Por lo tanto, el desarrollo de la técnica requirió la disponibilidad del ordenador digital de alta velocidad para resolver eficientemente las ecuaciones mediante métodos matriciales. La rápida aceptación del análisis de elementos finitos se ha debido en gran medida al aumento de la disponibilidad de software FEA a través de sistemas informáticos interactivos con la ayuda del desarrollo de la tecnología de vanguardia.

---

<sup>26</sup> O. C. Zienkiewicz. “the finite element method in engineering science” 4d ed. Mc Graw Hill, New York, 1987; B Szabo and I Babuska “finite element analysis”, Wiley, New York, 1989; H. Huebner, E.A. Thornton, and T.G Byrom, “the finite element method for engineers”, 3d ed. Wiley, New York, 1995. p. 302.

<sup>27</sup> GEORGE E. DIETER. Engineering design. “A materials and processing approach”. 3d ed. Mc Graw Hill. 1989. p. 277.

La clave es ingresar información idónea en la matriz y rigidez para cada elemento. Se puede pensar en una especie de resorte constante que describe cuánto se desplazan los puntos nodales bajo un sistema de fuerzas aplicadas.

¿Cuáles son los pasos para realizar un proceso FEA?

La etapa de procesamiento de elementos finitos, “comienza con la identificación de la geometría, aportando la entrada del comportamiento del material a través de ecuaciones apropiadas. Idealmente, la geometría se puede importar desde el modelo CAD”<sup>28</sup>. Sin embargo, debido a que los modelos sólidos contienen gran detalle, a menudo deben ser limpiadas pequeñas características geométricas no estructurales, esto para aprovechar la simetría y así reducir tiempo de cálculo computacional. Debe establecerse una ecuación consecutiva para que el material (lineal, no lineal, etc.) relacione el desplazamiento respecto al estrés presentado en los elementos.

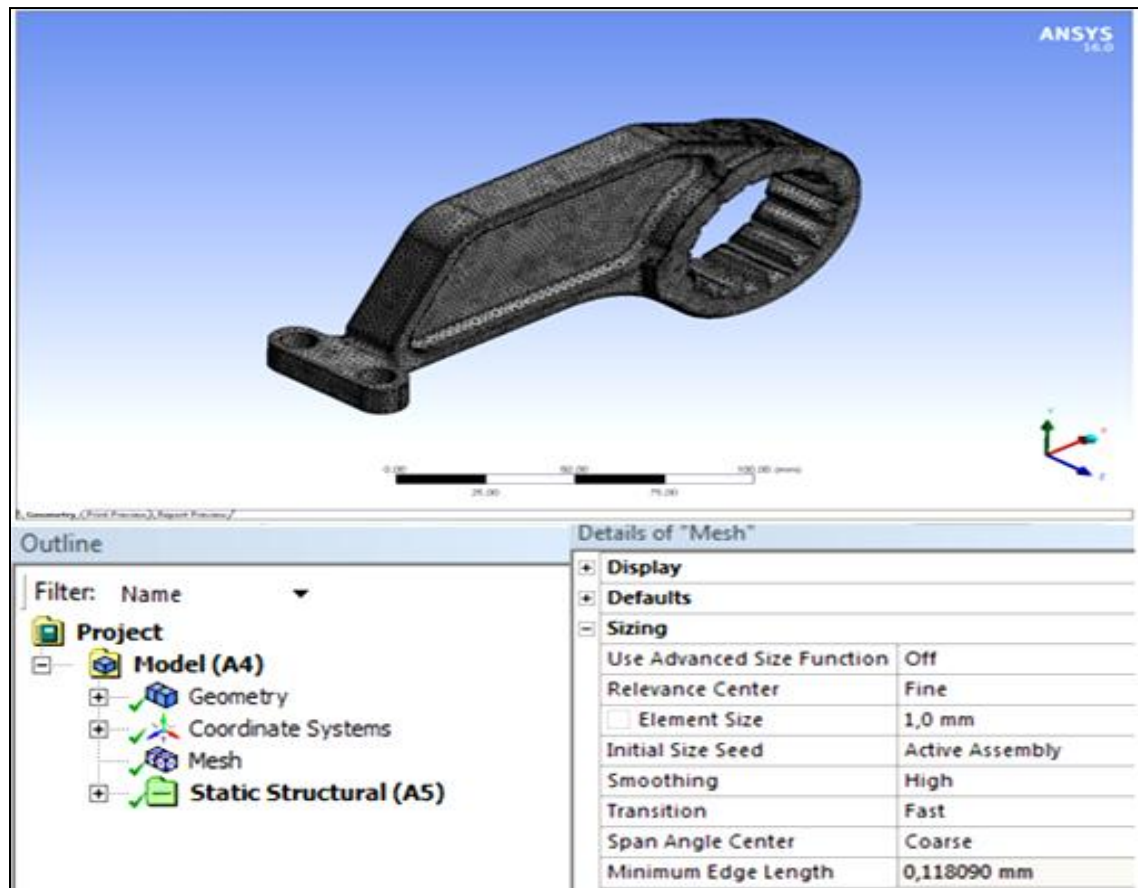
Una vez creado los modelos CAD en el software SolidEdge, se procede a realizar los análisis de elementos finitos en el software Ansys Versión 16.0. Tanto en el CAD del Driver Arm de geometría original y como en el de geometría modificada, se ingresan los mismos datos a los dos elementos, esto con el fin de realizar los análisis comparativos y verificar cuáles son sus diferencias y en el caso específico ver las mejoras a las que es sometido con el rediseño efectuado a la pieza.

Inicialmente, se procede a crear la malla (mesh) de los Driver Arm original y modificado, a continuación se muestran los datos ingresados:

---

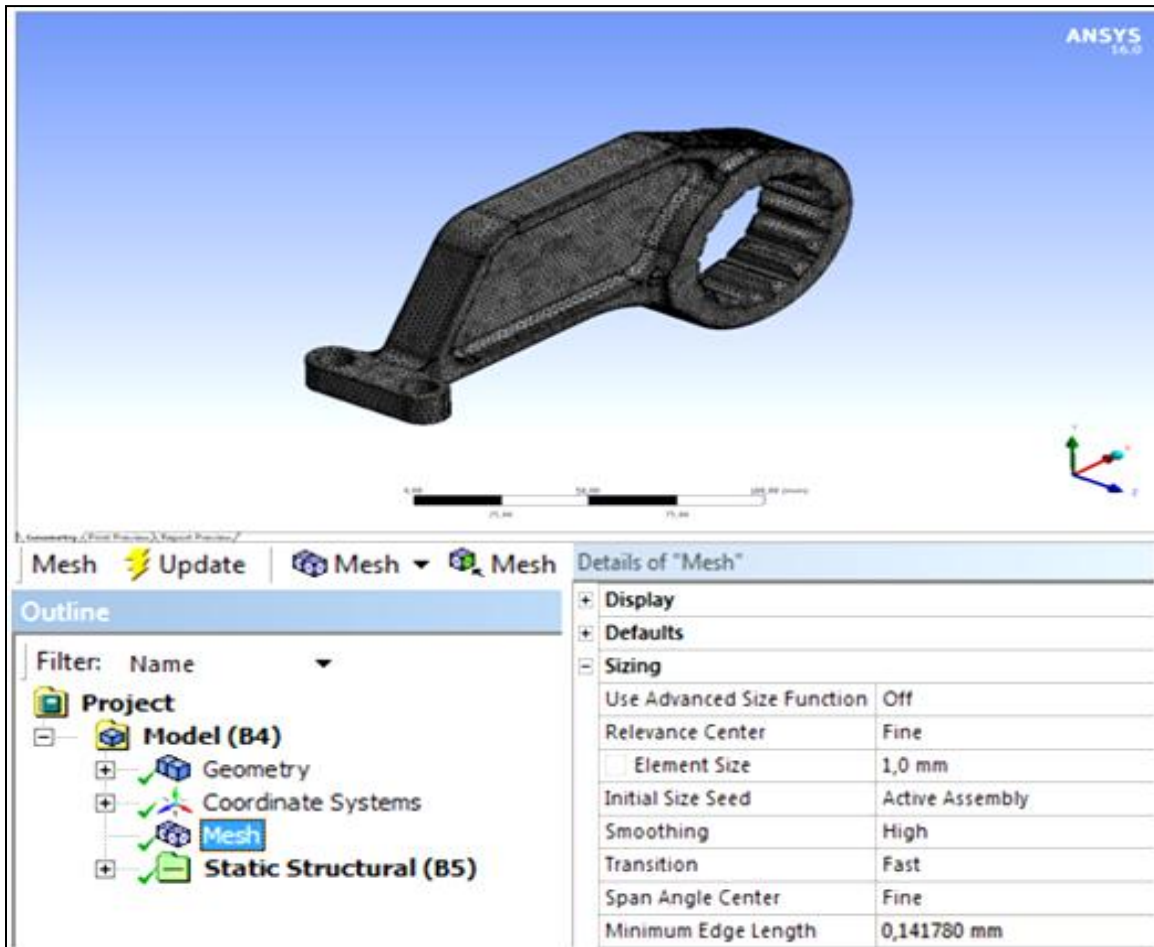
<sup>28</sup> Ibíd., p. 76.

Fotografía 8: Esquema enmallado (mesh) fitting driver arm original.





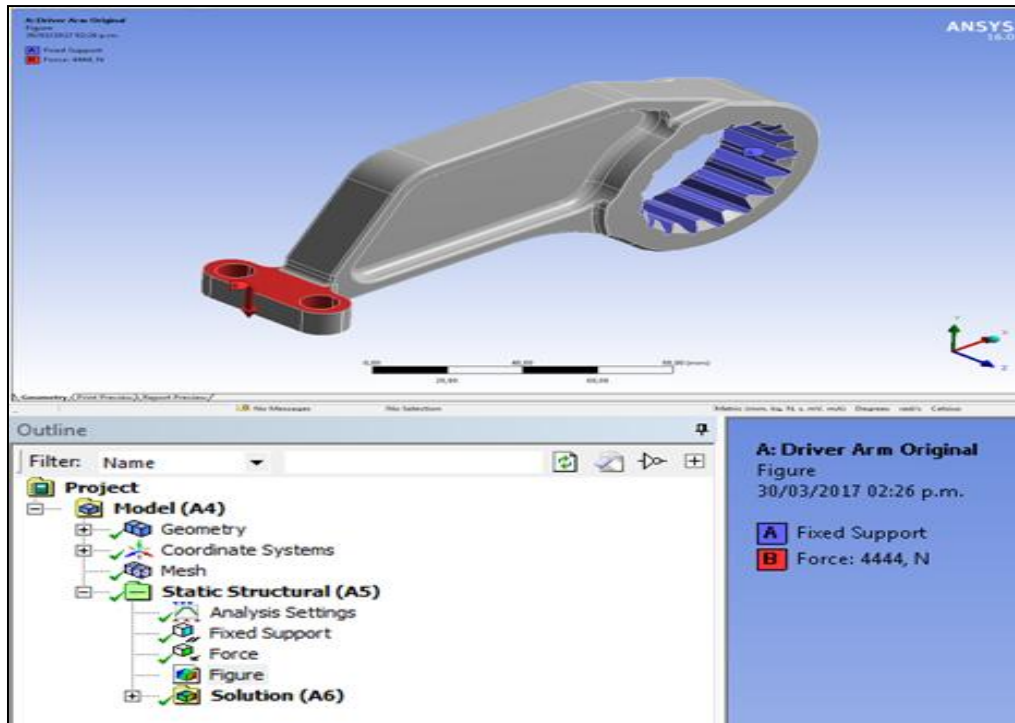
Fotografía 9: Esquema enmallado (mesh) fitting driver arm modificado.



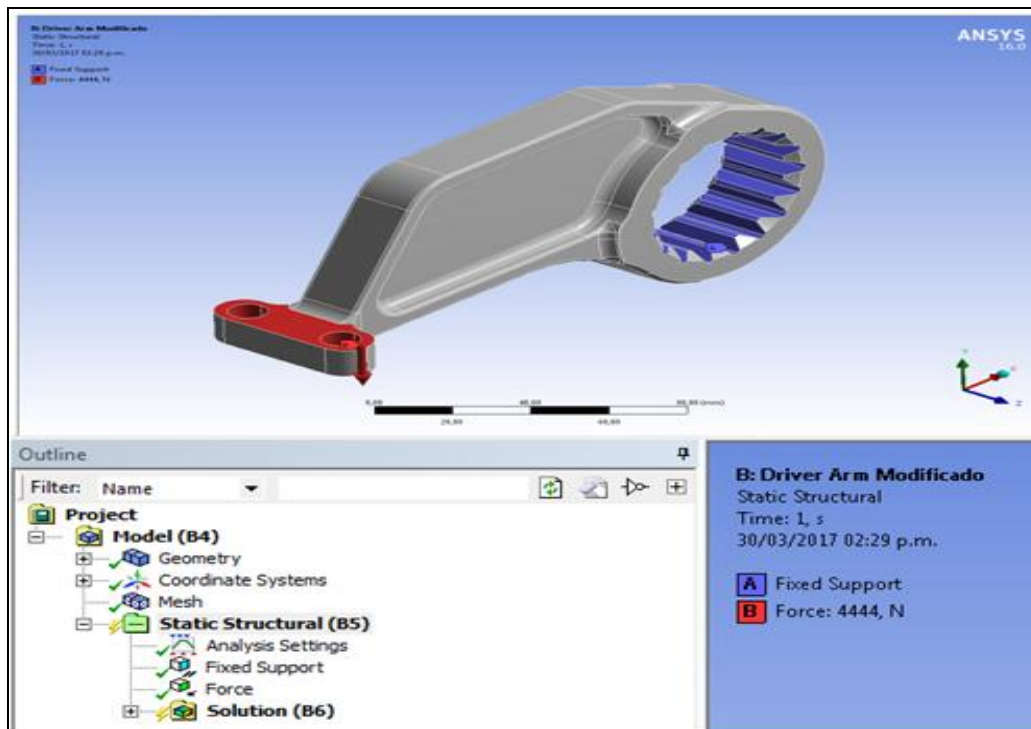
Una vez realizada la malla de los dos elementos, se procede a ingresar los datos de "Static Structural"



Fotografía 10: Static Structural Ansys fitting driver arm original.



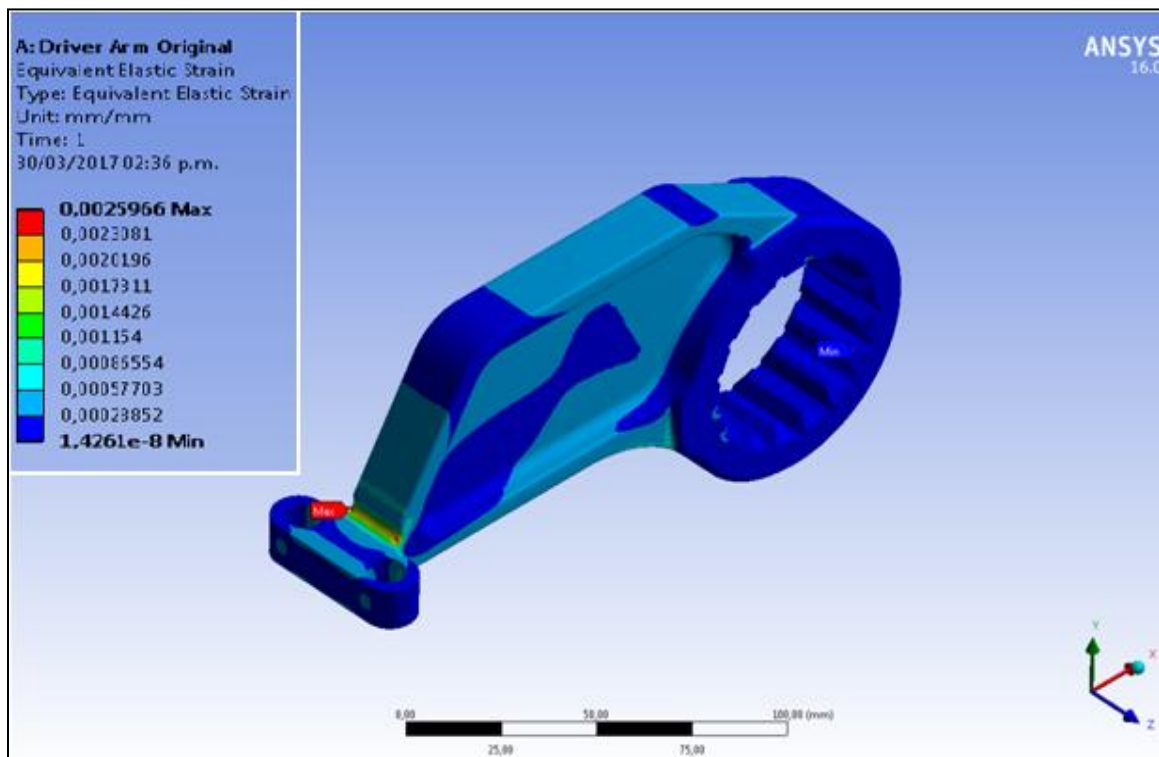
Fotografía 11: Static Structural fitting driver arm modificado.



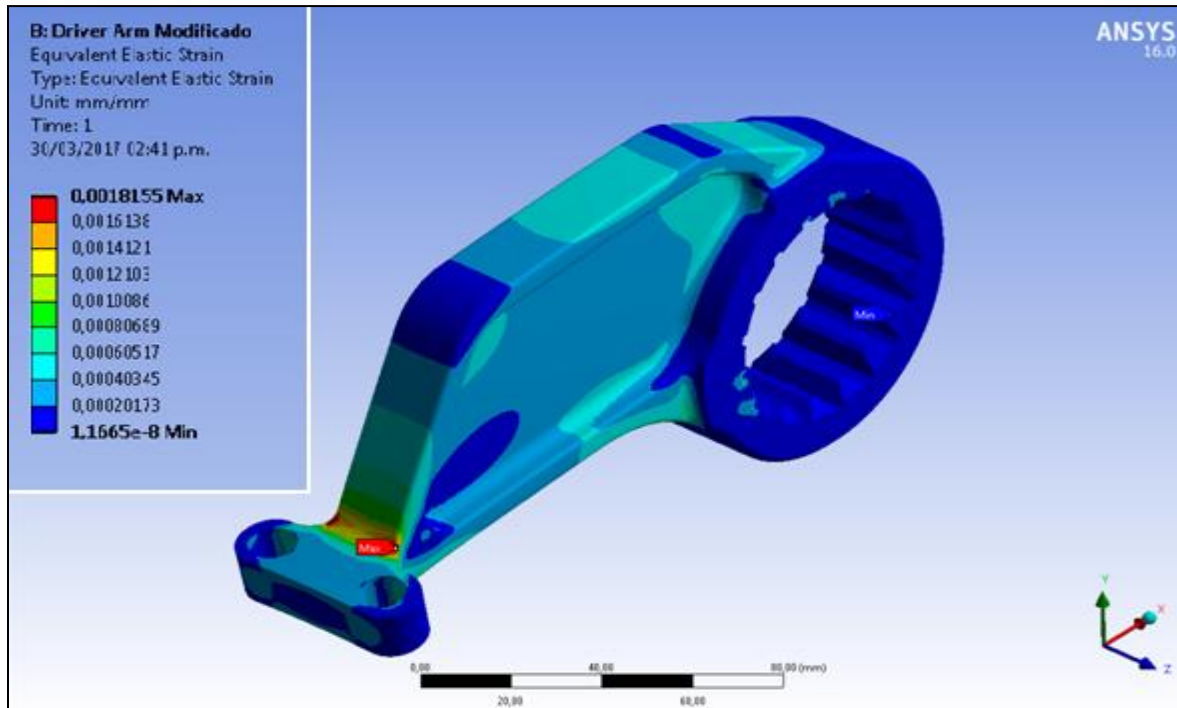
En el anterior procedimiento, se puede observar claramente la zona dentada marcada de color azul donde se realizó “fixed Support” (soporte fijo), simulando el ensamble original de la compuerta de tren de nariz de la aeronave C-130 Hércules. Así mismo, se observa el área roja donde fue inducida la fuerza de 4444 Newton a ambos elementos.

Posteriormente, se procede a realizar la solución de los análisis donde se le integran las siguientes condiciones:

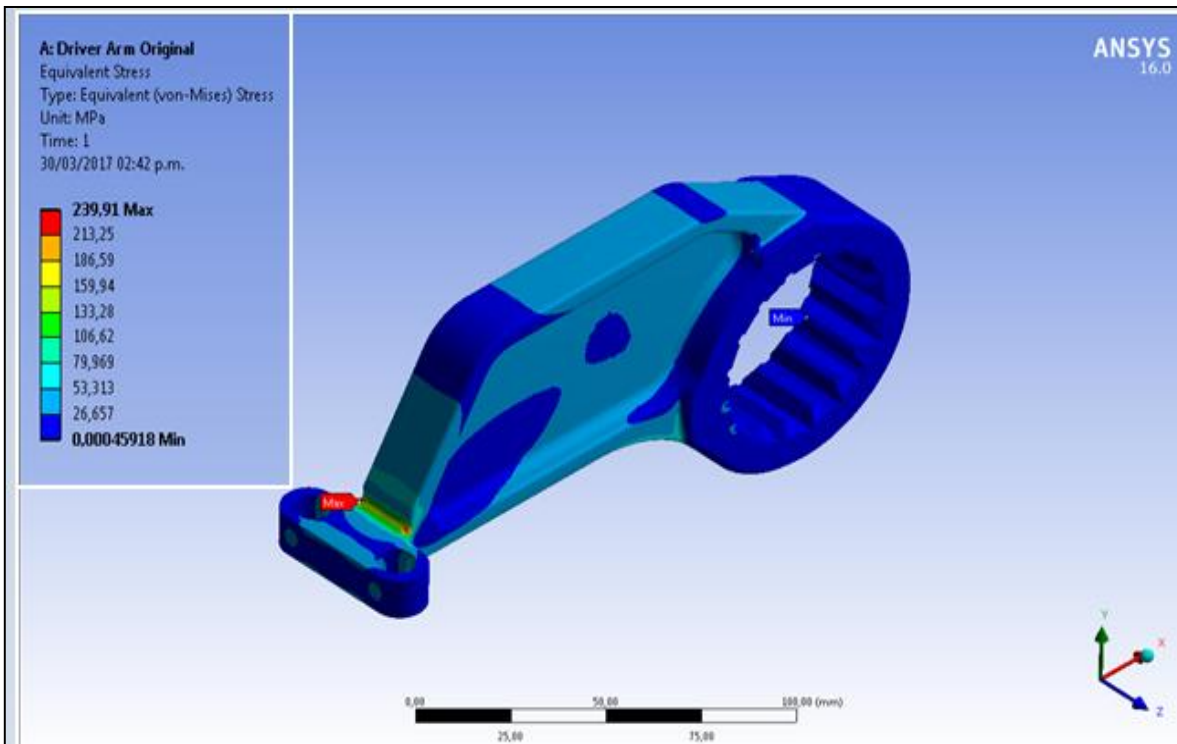
*Fotografía 12: Equivalent Elastic Strain Driver Arm original.*



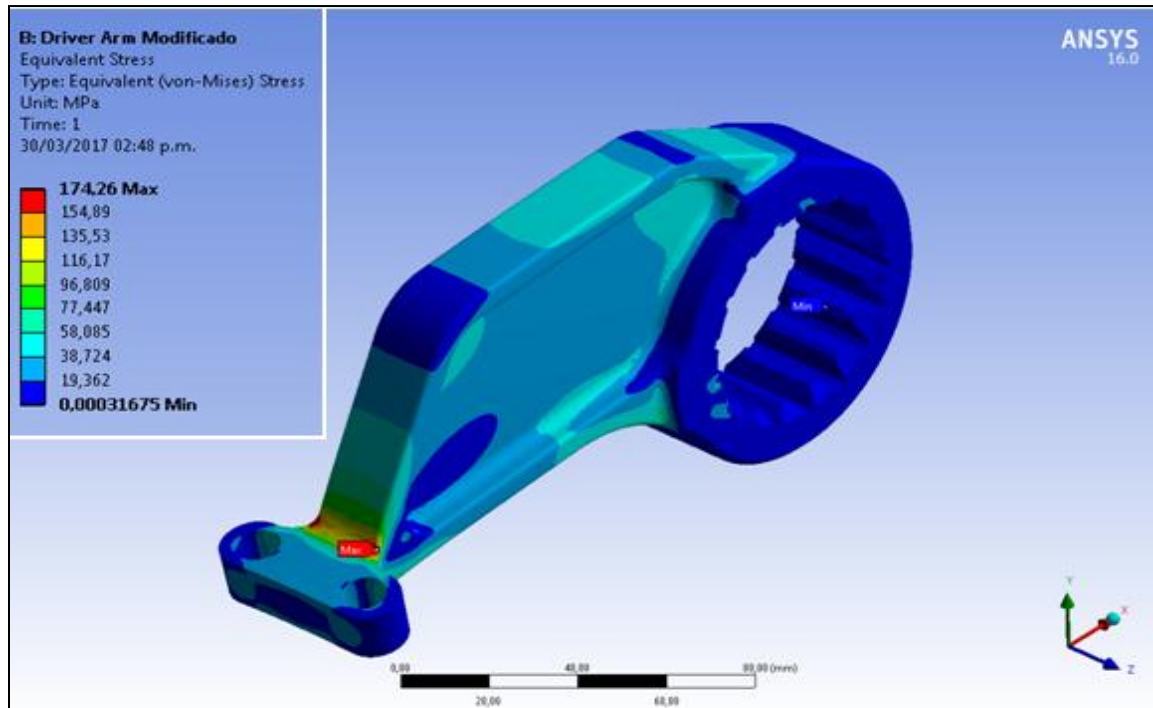
Fotografía 13: Equivalent Elastic Strain Driver Arm modificado.



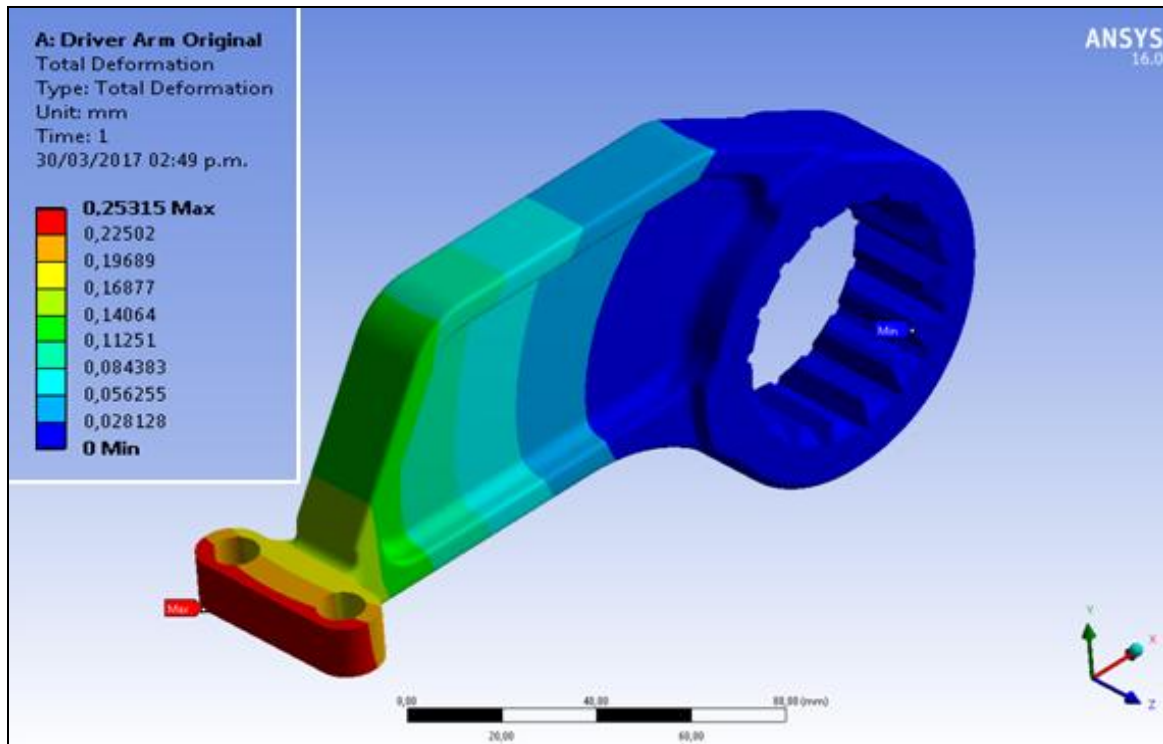
Fotografía 14: Equivalent stress fitting driver arm original (MPa).



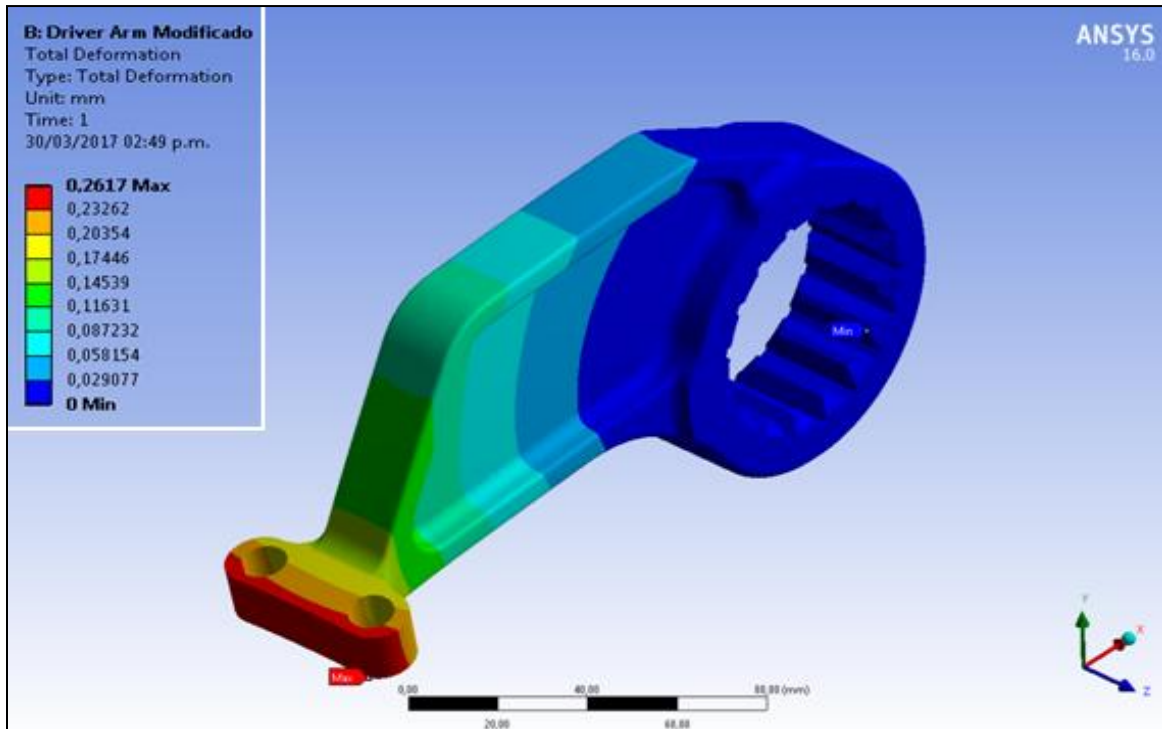
Fotografía 15: Equivalent stress fitting driver arm modificado (MPa).



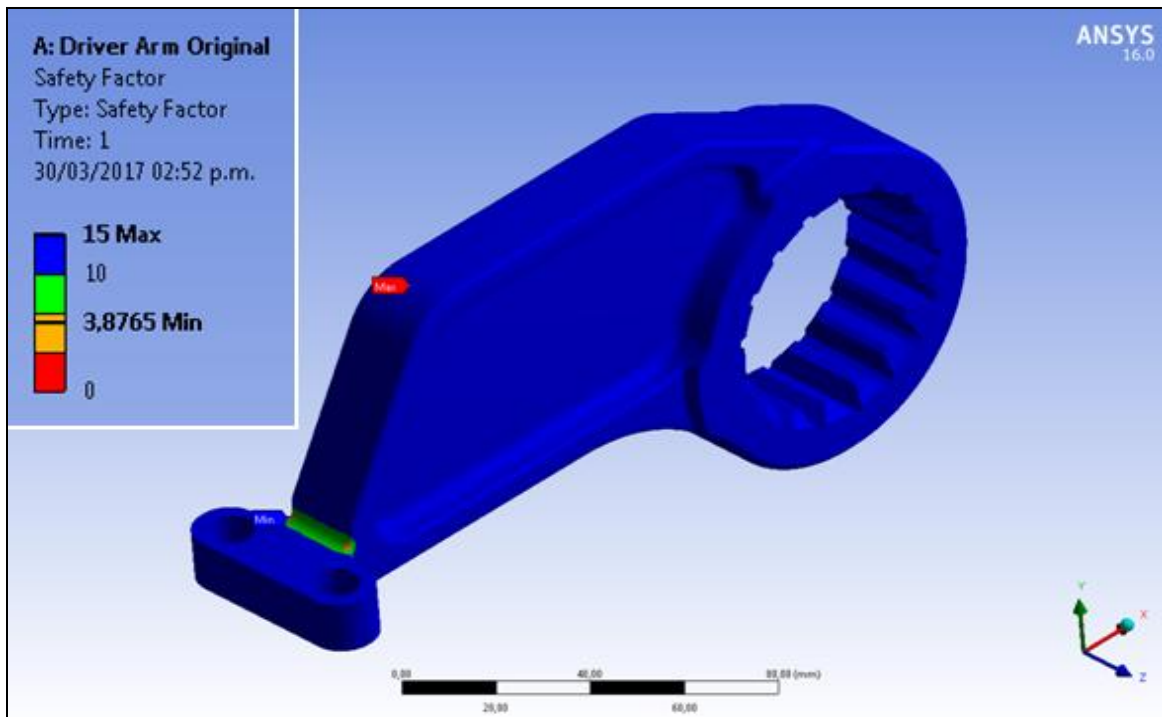
Fotografía 16: Total deformation fitting driver arm original.



Fotografía 17: Total deformation fitting driver arm modificado.

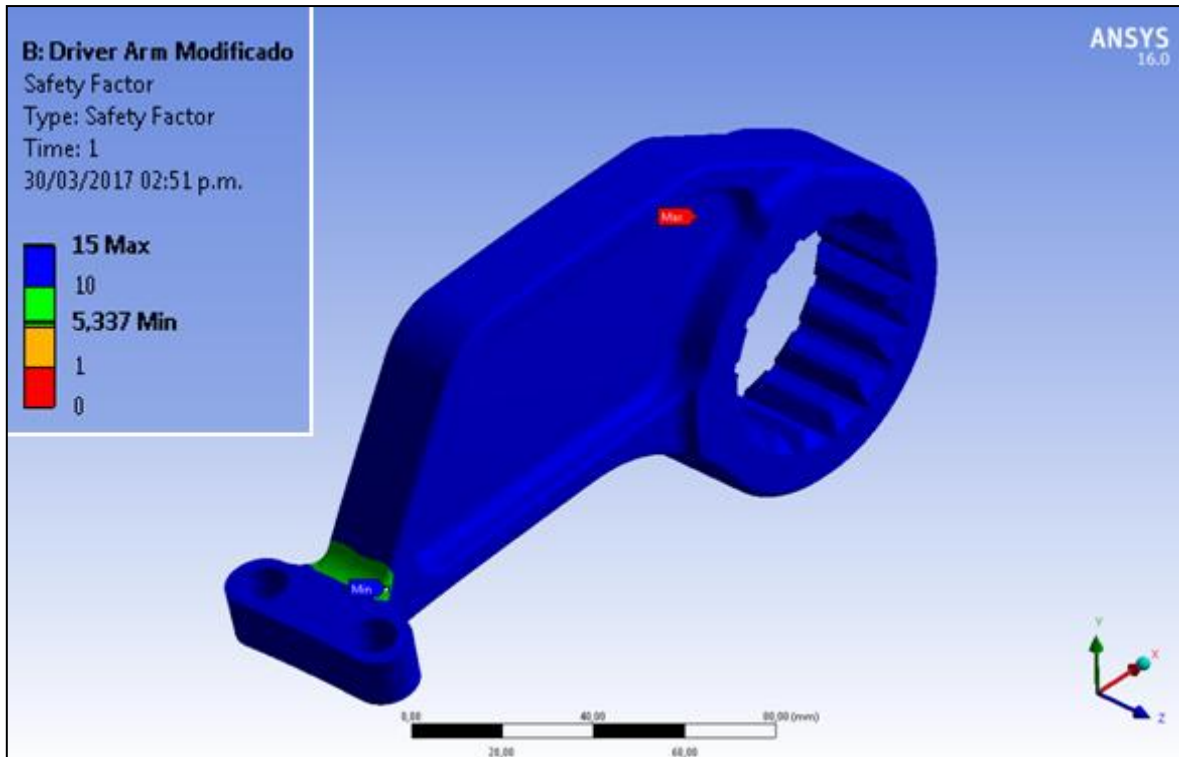


Fotografía 18: Safety Factor fitting driver arm original.





Fotografía 19: Safety Factor fitting driver arm modificado.



En las imágenes de los análisis, se evidencian las áreas con mayor esfuerzo (ver indicación roja) y la de menor esfuerzo (ver indicación azul). En la siguiente tabla se hace una comparación de los resultados obtenidos en los análisis, esto con el fin de verificar las mejoras a las logradas en el Driver Arm modificado.

Tabla 14: comparación de valores driver arm Original Vs. Modificado.

		Driver Arm original		Driver Arm modificado	
	Unidades	Zona Máx.	Zona Mín.	Zona Máx.	Zona Mín.
Equivalent Elastic Strain	mm/mm	0,002597	1,43E-08	0,001816	1,167E-08
Equivalent Stress	MPa	239,91	4,59E-04	174,26	3,17E-04
Total Deformation	mm	0,25315	0,00E+00	0,2617	0,00E+00
Safety Factor	A-dimensional	15	3,8765	15	5,337

Una vez obtenido los datos de los análisis arrojados por el software Ansys, se concluye que en la información evidenciada en los cuatro primeros estudios no son muy relevantes y sus resultados son similares. Es en el Safety Factor (factor de seguridad) es donde se está presentando mayor diferencia y se concluye que con el rediseño del Driver Arm, sus condiciones mecánicas, por el cual la teoría indica que para que un diseño de un elemento mecánico el factor de seguridad mínimo es de 1.5, igualmente se deduce que los dos elementos están sobredimensionados en su diseño.

Por lo anterior, la falla del Driver Arm original es producida a causa de la fatiga por su operación normal y los ciclos de la compuerta de tren de nariz de la aeronave C-130 Hércules.

A continuación se relacionan los informes que emite automáticamente el Software Ansys, donde están registrados todos los datos ingresados al programa para realizar el análisis de elementos finitos.

## **11.8 REDISEÑO GEOMÉTRICO Y MODELAMIENTO FINAL DEL COMPONENTE FITTING DRIVER ARM.**

Realizando un estudio detallado de los resultados de las pruebas realizadas al componente, y su comportamiento general en el funcionamiento en el subsistema de la compuerta del tren principal de la aeronave, se ha podido identificar con claridad el punto donde se está presentando la falla estructural del componente y donde se está generando mayor concentración de esfuerzos, donde probablemente se generara la ruptura de la pieza; se toma la decisión de realizar una prueba de dureza y rugosidad y Ansys, se pudo determinar que las posibles causas que pudiesen estar ocasionando este problema, consistan en la reducida área de material que hay en el área semi-rectangular la cual está provocando que no soporte el esfuerzo de torsión al cual está siendo sometido y donde está presentando la ruptura; y la otra causal de la cual se puede determinar esta falla estructural, pueda estar en diseño de fabricación, en la cual se usa un tipo de aleación de acero, la cual al estar sometido a muchos ciclos de funcionamiento, no está resistiendo a los ciclos de esfuerzos a los cuales este es sometido, y producto de ello es el fisuramiento de la estructura.

Como objeto de estudio y análisis realizados en los diferentes Software de diseño y análisis estructural, una de las formas más adecuadas para brindar una solución

al problema del defecto estructural del componente, es realizando un rediseño en la geometría, la cual consta de la variación del diámetro del área circunferencial de la pieza donde se encuentra el engranaje dentado, con el fin de generar una mejor distribución de cargas o esfuerzos para ayudar a disipar la concentración de esfuerzos que se está presentando en el componente, y así ayudar a optimizar de una manera más eficiente el funcionamiento de este brazo mecánico a fin de que pueda cumplir de una manera más óptima el trabajo de apertura y cierre de la compuerta del tren de aterrizaje de nariz de la aeronave. En la sección de anexo está el formato con el rediseño final del Fitting Driver Arm.

*Fotografía 20: Driver Arm original y Driver Arm modificado*



*Fotografía 21: Área de rediseño, aumento de radio para eliminar concentrador de esfuerzos*



Imagen tomada a la pieza original Fitting Driver Arm y el nuevo prototipo. Tomada por Álvaro Mora. 2016. P. 79.



Figura 16: Caracterización dimensional cara lateral para rediseño

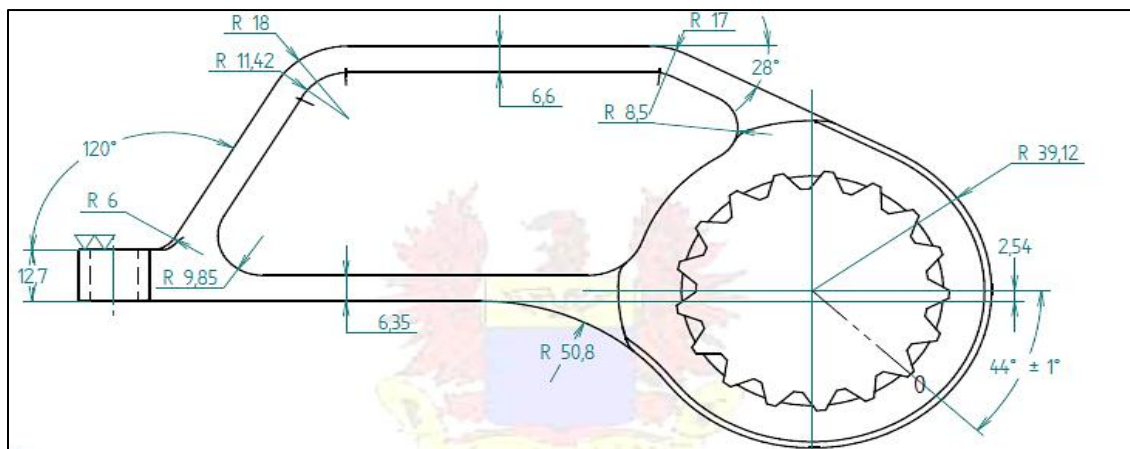


Imagen tomada del Formato LA-FR-211, Requerimientos del diseño preliminar (PDR).

## 12 MARCO LEGAL.

El desarrollo de este trabajo de grado se realizó de acuerdo al cumplimiento de las normas legales de orden nacional e institucional que conllevan al funcionamiento de los programas académicos de la Fundación Universitaria Los Libertadores. El proyecto está legalmente sometido a la Constitución Política Nacional de Colombia en los artículos 67 y 71 que hacen referencia a:

- ✓ Derecho a la educación.
- ✓ Fomento del desarrollo científico y tecnológico en las instituciones educativas.

A nivel institucional, el reglamento estudiantil y disciplinario de la Fundación Universitaria Los Libertadores, en el Capítulo XI: “DE LOS TITULOS Y CEREMONIA DE GRADOS”, en los artículos 73, 74, 75, 76 y 77, y la Resolución 027 de Mayo del 2010, hacen referencia al trabajo de grado, propuesta del trabajo, presentación de la propuesta, asesor del trabajo de grado, presentación del trabajo de grado, sustentación del trabajo de grado, plazos y normas de presentación; en estos artículos se encuentran los parámetros que deben ser realizadas por el aspirante para optar el título de Ingeniero Aeronáutico.

### **13 MARCO GEOGRÁFICO.**

El proceso de Rediseño Mediante Ingeniería Inversa Al Elemento “Driver Arm” Aplicable Sistema Compuerta del Tren De Nariz Aeronave C-130, se llevó a cabo en las instalaciones de la Fuerza Aérea Colombiana. Una vez finalizado, este proyecto de tesis quedará consignado en las fuentes bibliográficas de la Fundación Universitaria Los Libertadores, situada en la ciudad de Bogotá, con el fin de brindar nuevos conocimientos de investigación y consulta para el personal de estudiantes de la Facultad de Ingeniería de la Fundación Universitaria Los libertadores.

## **14 TIPO DE INVESTIGACIÓN.**

Es una investigación aplicada que integra el campo de las ciencias físicas y disciplinas propias de la ingeniería para diseñar, rediseñar, realizar ingeniería inversa y poder generar fuente de conocimiento y servicios.

## **15 METODOLOGÍA DE INVESTIGACIÓN.**

En el desarrollo de este proyecto, se aplicó una metodología de investigación aplicada de carácter cualitativo, donde es necesario investigar, indagar, analizar y comprender la información técnica suministrada por los Manuales de Mantenimiento que cuenta la aeronave C-130 Hércules, con el fin de analizar todas las especificaciones técnicas y de diseño, que no permitan realizar un análisis de ingeniería inversa y generar un resultado pertinente de este estudio.

Así mismo, se requiere consultar bibliografía relacionada a las propiedades físicas de los metales, estudios de metalografías, análisis de fallas y demás requerimientos empleados para complementar la ingeniería inversa del elemento Driver Arm.

## 16 COSTOS.

Para la realización de este proyecto se cuenta con los equipos, licencias e instalaciones de la Fuerza Aérea Colombiana, teniendo en cuenta la facilidad de acceso por ser miembros de esta institución, teniendo como labor operar las herramientas especializadas y programas con sus respectivas licencias certificadas para realizar ingeniería inversa a componentes mecánicos. Por lo anterior, los costos serán estimados ya que la FAC no realiza este tipo de pruebas y estudios como fuente de ingresos monetarios.

### 16.1 RECURSOS HUMANOS.

Se realizó un estudio de mercado teniendo en cuenta los valores de la hora hombre del personal que se requiere para realizar ingeniería inversa a un elemento mecánico.

A continuación, se relacionan los costos en Pesos Colombianos (COP) estimados en horas/hombre:

*Tabla 13: personal de apoyo del trabajo.*

ESPECIALIDAD	CANTIDAD	HORAS HOMBRE	VALOR HORA	VALOR TOTAL
Asesor metodológico	1	10	\$30.000	\$300.000
Asesor técnico	1	8	\$ 25.000	\$200.000
Asesor ingeniería	1	12	\$35.000	\$ 420.000
Especialista CAD	1	30	\$ 20.000	\$ 600.000
Especialista en	1	3	\$40.000	\$120.000

metrología				
Control Calidad	1	1	\$60.000	\$60.000
Total	5	63		<b>\$ 1'700.000</b>

## 16.2 EQUIPOS Y MATERIALES EMPLEADOS.

A continuación, se relacionan los posibles costos empleados para realizar el proyecto Mediante Ingeniería Inversa Al Elemento “Driver Arm” Aplicable Sistema Compuerta del Tren De Nariz Aeronave C-130.

### 16.2.1 EQUIPO DE OFICINA.

*Tabla 14: Presupuesto equipo de oficina.*

DESCRIPCIÓN	CANTIDAD	HORAS	VALOR HORA	COSTO TOTAL
Computador (Workstation)	1	200	\$ 300.00	\$ 60.000.
Impresora	1	5	\$ 2.000.00	\$ 10.000.
Cámara digital	1	5	\$ 5.000.	\$ 25.000
Escáner	1	5	\$ 3.000.	\$ 15.000
Internet	1	50	\$ 500	\$ 25.000
Total	5	265		<b>\$ 135.000</b>

### 16.2.2 PAPELERÍA.

Tabla 15: presupuesto papelería utilizada.

DESCRIPCIÓN	CANTIDAD	VALOR UNITARIO	TOTAL
Resma papel	1	\$ 9.000	\$ 9.000
Cartucho impresora color negro	1	\$ 38.000	\$ 38.000
Empastado libro	2	\$ 32.000	\$64.000
CD	2	\$ 2.500	\$ 5.000
Fotocopias	70	\$ 100	\$ 7.000
Total	76		<b>\$ 123.000</b>

### 16.2.3 EQUIPO DE LABORATORIO.

Tabla 16: Presupuesto recurso humano proyecto.

DESCRIPCIÓN	CANTIDAD	HORAS	VALOR HORA	COSTO TOTAL
Equipo X-MET 5100 análisis composición química material.	1	2	\$ 150.000	\$ 300.000
Inspecciones NDT	1	2	\$ 130.000	\$260.000
Impresora 3D	1	6	\$ 180.000	\$1'080.000
Equipo análisis de	1	2	\$110.000	\$220.000

dureza				
Equipo medidor de rugosidad superficial.	1	1.5	\$90.000	\$135.000
Centro de Control Numérico (CNC)	1	4	\$160.000	\$640.000
Total	6	17.5		<b>\$2´635.000</b>



## 17 MATERIALES PROYECTO.

*Tabla 17: presupuesto materiales proyecto.*

DESCRIPCIÓN	CANTIDAD	VALOR UNITARIO	TOTAL
Acero aeronáutico	1	\$550.000	\$550.000
Herramienta CNC	3	\$170.000	\$510.000
Tratamiento superficial anticorrosivo (Alodine)	1	\$60.000	\$60.000
Recubrimiento superficial (Primer)	1	\$90.000	\$90.000
Total	6		<b>1'210.000</b>

## 18 COSTO TOTAL PROYECTO.

Realizados los estudios preliminares de los costos para la ejecución del rediseño e ingeniería inversa del Fitting Drive Arm y teniendo en cuenta el valor de la pieza original, es viable económicamente y técnicamente la realización de este elemento ya que el costo beneficio nos permitiría realizar el diseño propuesto.

A continuación, se relacionan los valores y el costo estimado del proyecto:

*Tabla 18: Presupuesto costo total proyecto*

ITEM	DESCRIPCIÓN	COSTO
1	Recursos humanos	\$1'700.000
2	Equipos de oficina	\$135.000
3	Papelería	\$123.000
4	Equipos de laboratorio	\$2'635.000
5	Materiales	\$1'210.000
6	<b>Costo total proyecto</b>	<b>\$7'851.000</b>

## **19 MATERIAL REQUERIDO PARA FABRICACION A LARGO PLAZO.**

De conformidad con el análisis realizado referente al estudio del rediseño del componente Fitting Driver Arm, para dar solución al problema presentado de la posible ruptura del componente por tener un punto de concentración de esfuerzos; donde también se analizó en conjunto con el tutor de proyecto de grado, la posibilidad de que a largo plazo, se pudiese realizar la fabricación de un nuevo prototipo de la pieza aeronáutica, en los materiales de fabricación ya analizados en el presente trabajo; con el fin de brindar una nueva solución de diseño de la pieza, esta vez, efectuando cambio de material de fabricación, para crear un prototipo con nuevas propiedades a fin de obtener una mayor resistencia probable a los esfuerzos.

Para poder efectuar un diseño y construcción de un nuevo prototipo se requiere de contar con los siguientes elementos y materiales, los cuales se requieren para su fabricación:

*Tabla 19: Materiales requeridos fabricación nuevo prototipo.*

ITEM	ELEMENTO	P/N	CANTIDAD
1	BROCA 10mm carburo solido	KC7315	2
2	Indexable drill body short hole drilling DFR BROCA INSERTO 1/2"	DFR127R2WD20M	1
3	BROCA INSERTO 3/4"	DFR190R2WD32M/KC140	1
4	High performance solid carbide end mill ESCARIADOR DE CARBURO SOLIDO DE 3/4"	UGDE0750J5ARD	2
5	High performance solid carbide end mill ESCARIADOR DE CARBURO SOLIDO DE 5/8"	UGDE0750J5ARA	2
6	CONO PORTA PINZA ISO 40	ER32	1
7	JUEGO DE BRIDAS DE 52 PIEZAS ROSCA NDE 1/2" X 13 ANCHO 5/8"	S/P	1
8	CAJA INSERTOS PARA ACERO	ADMT10T308R4-F56	1
9	NINE HERRAMIENTA PARA CHAFLANAR DE MANGO DE 3/8" ANGULO A 90 GRADOS	S/P	1
10	Acero 8620 ø210 mm x 100 mm	S/P	1
11	Cobre electrolítico ø63,5 mm x 100 mm	S/P	1
12	Servicio Cementación pieza 2 kg, ø210 mm x 30 mm aprox.	S/P	1

## **20 PRUEBA POSICIONAMIENTO Y COMPROBACION DE ENSAMBLE DRIVER ARM MODIFICADO**

Una vez definida y analizadas las dimensiones propuestas para el nuevo Fitting Driver Arm, se procede a fabricar un prototipo en el Centro de Mecanizado (CNC), se escogió un bloque de aluminio industrial moldeable, donde fue diseñado y donde se fijaron las nuevas medidas, para mecanizar la pieza, este material fue seleccionado como “material de prueba” teniendo en cuenta el bajo costo, dureza y versatilidad.

El objetivo de realizar este prototipo es con el fin de poner a prueba las nuevas dimensiones del rediseño, con el fin de probar, posicionar y verificar el acoplamiento del nuevo diseño propuesto para el sistema de apertura y cierre de la compuerta de tren de nariz de la aeronave C-130.

### **NOTA**

***“A CONTINUACIÓN, SE RELACIONAN LAS IMÁGENES TOMADAS DURANTE LA PRUEBA DE POSICIONAMIENTO DEL PROTOTIPO, DONDE SE COMPRUEBA EL AJUSTE AL SISTEMA DEL REDISEÑO PROPUESTO, SU GEOMETRÍA MODIFICADA NO AFECTA EL FUNCIONAMIENTO NORMAL DEL SISTEMA DE LA COMPUERTA DE TREN DE NARIZ DE LA AERONAVE”.***

Fotografía 22: Prototipo dimensional de prueba y comprobación ensamble pieza modificada geométricamente.



## 21 CONCLUSIONES

- Una vez realizadas los análisis de material, donde se comparó varios aceros de características mecánicas similares, se puede obtener que el acero 8620 con el que se encuentra fabricado el fitting Driver Arm, es el idóneo teniendo en cuenta las propiedades físicas y de resistencia a la corrosión.
- La falla presentada en el fitting Driver Arm, se deriva que fue por fatiga ocasionada por los ciclos y operación normal de la aeronave C-130.
- El elemento está presentando grieta en la zona de sujeción, debido a que su geometría ocasiona concentración de esfuerzos puntual y no permite disipar las cargas a otras áreas con mayor resistencia.
- Se concluye que por un mal procedimiento de instalación no es causante de la fallas del fitting Driver Arm, teniendo en cuenta que el diseñador de este elemento consideró que en esta zona es factible una grieta.
- La mala operación de la aeronave como “hard landing” o “over speed”, no produce la falla del fitting Driver Arm, teniendo en cuenta que es un elemento que opera mecánicamente para la apertura y cierre de la compuerta del tren de nariz de la aeronave y no es estructural.
- Una vez realizadas las pruebas de elementos finitos en el software Ansys, se comprueba teóricamente que realizando un rediseño en dimensional de aumentar el radio en la zona donde se está presentado la grieta en el fitting Driver Arm, el factor de seguridad aumenta considerablemente, deduciendo que esta modificación geométrica es la adecuada para mejorar las propiedades mecánicas y físicas del elemento.

## **22 RECOMENDACIONES**

Una vez concluido este proyecto, se considera interesante investigar sobre otros aspectos relacionados con los mecanismos de las compuertas de los trenes de aterrizaje de la aeronave C-130, por lo anterior se propone:

- Extender los estudios teóricos expuestos a realizar pruebas funcionales en laboratorio.
- Diseñar bancos hidráulicos o neumáticos para simular la operación del mecanismo de la compuerta y así corroborar si el estudio propuesto es acertado.
- Certificar ante el ente regulador del fabricante, la “Federal Aviation Administration”, la modificación dimensional de este componente para ser instalados en un futuro en los equipos a los que aplica, con el fin de disminuir los costos de mantenimiento y mejorar la aeronavegabilidad y confiabilidad del equipo.

## 23 BIBLIOGRAFÍA

- Aircraft Landing Gear design: Principles and Practices. Lockheed Aeronautical System Company. AIAA Education Series. Norman S. Currey. Washington D.C. United States of America. 2004.
- Article: "FINITE ELEMENT ANALYSIS (FEA) OF A C130 TOWING BAR". ProQuest Advance Technologies & Aerospace Collection. Ibrahim, Fadzli; Toha, Mohammad Shafiq. Defense S&T Technical Bulletin 5.2. 2012.
- Article: "C-130 takeoff and landing performance and you". ProQuest Advance Technologies & Aerospace Collection. Williams, Roger Jr. Flying Safety. Copyright Superintendent of Documents. 1998.
- Article: "RESERVE EQUIPMENT DIRECTORY". ProQuest Advance Technologies & Aerospace Collection. Anonymous. The Officer. Copyright Superintendent of Documents. 2004.
- Davis, H. E, Troxell, G. E y Wiskocil, C. W., 1964 Ensayo e Inspección de los Materiales en Ingeniería. McGRAW-HILL.
- DEFELSKO USA INC. Guía Rugosímetro Positector Defelsko. Quick Guide Version 11 SPG. Coating Thickness Gage. USA. 2014. Pág. 2 – 16.
- DEPARTMENT OF DEFENSE US. Reverse engineering Handbook. MIL-HDBK-115C-ARMY. Handbook. <https://www.assist.dla.mil>. Redstone Arsenal. Alabama. United States of América. 2016
- FAA ORDER 8110.42D. Parts Manufacturer Approval Procedures. National Policy. Federal Aviation Administration. [http://www.faa.gov/regulations\\_policies/orders\\_notices/](http://www.faa.gov/regulations_policies/orders_notices/). Pittsburgh. 2014.
- FAA Advisory Circular. AC No. 43-18. Fabrication of Aircraft Parts by Maintenance Personnel. National Policy. Federal Aviation Administration. Landover. 2006.
- FAQ's—Hardness Testing. [www.geinspectionstechnologies.com/download/products/ht/hardness-testingfaq.pdf](http://www.geinspectionstechnologies.com/download/products/ht/hardness-testingfaq.pdf). 2016.
- Flight Manual. CSTO XX1C-130H-1. Air Crew Flight Manual. Secretary of Air Force. Robins AFB. United States of America. 2010.
- Forma FAC4-390T. Estructuración Orden de Ingeniería. Dirección de Mantenimiento. Jefatura de Operaciones Logísticas. Fuerza Aérea colombiana. Bogotá. Colombia. 2012.
- Formato LA-FR-208 - Solicitud de Aprobación de Fabricación Productos Aeronáuticos para la Aviación de Estado (Fuerza Aérea Colombiana)



- Formato LA-FR-213, solicitud de fabricación de producto aeronáutico para la defensa.
- Formato LA-FR-204, acuerdo recíproco de confidencialidad.
- Formato LA-FR-211, Requerimientos del diseño preliminar (PDR).
- Formato LA-FR-210, requerimiento del diseño crítico (CDR).
- Formato LA-FR-209, requerimientos de conformidad de producción.
- Formato LA-FR-215, certificado aptitud autorizado- Tarjeta de aprobación de aeronavegabilidad.
- Formato PR-SECAD-001, Procedimiento Fabricación de Partes Aeronáuticas PMA.
- Formato PR-SECAD-002, Procedimiento para calificación de productos aeronáuticos.
- Formato PR-SECAD-003, Procedimiento control producción.
- Formato PR-SECAD-004, Procedimiento para Reconocimiento Organización de Diseño.
- Formato PR-SECAD-005, Procedimiento para la Certificación de Organización de Producción Aeronáutica.
- Franck S., Mobile Hardness Testing: Applications Guide for Hardness Testers. GE Inspections Technology. 2005.
- FUERZA AEREA COLOMBIANA. Manual de Mantenimiento Aeronáutico FAC-4-027. Jefatura de Operaciones Logísticas. Fuerza Aérea colombiana. biblioteca virtual JOL. Bogotá. Colombia. 2014. Pág. 17 – 59.
- FUERZA AEREA COLOMBIANA. Mensaje Técnico FAC No. 871 R1. Estructuración Orden de Ingeniería. Fuerza Aérea Colombiana. Jefatura de Operaciones Logísticas. biblioteca virtual FAC. Bogotá. Colombia. 2015.
- FUERZA AEREA COLOMBIANA. Mensaje Técnico FAC No 912 Revisión 1, elaboración de solicitud de fabricación de partes aeronáuticas por réplica del original forma FAC 4-290T revisión 1. 2014.FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES. Resolución No. 027 del 27 mayo del 2010. Reglamentación opciones de grado. Bogotá. Colombia. 2010.
- GONZALES ARIAS, AY PALAZON, A.C.A., Ensayos Industriales. Ediciones Litenia.
- GRUPO DE TECNOLOGIA MECANICA. RUGOSIDAD SUPERFICIAL. PROCESOS DE FABRICACION. TOMADO DE: <http://www3.fi.mdp.edu.ar/tecnologia/archivos/TecFab/10.pdf>. 2016. PAG. 1.
- GUÍA PARA LA ELABORACIÓN DEL ANTEPROYECTO Y DEL INFORME FINAL DE LOS TRABAJOS DE GRADO. Biblioteca Virtual. Fundación Universitaria Los Libertadores. Bogotá. Colombia. 2010. Pág. 3 - 46.

- INSTITUTO COLOMBIANO DE NORMAS TÉCNICAS - ICONTEC Norma técnica NTC1468. Bogotá. Colombia. 2015.
- LOOKHEED MARTIN US. Technical Manual. TO 1C-130H-2-32GS-00-1. Landing Gear Systems. USAF Services. United States of America.1992 – 2012.
- LOOKHEED MARTIN US. Technical Manual Job Guide. TO 1C-130H-2-32JG-20-1. Landing Gear Systems Nose Gear. USAF Services. United States of America.1992 – 2012.
- LOOKHEED MARTIN US. Technical Manual Illustrated Parts Breakdown. TO 1C-130H-4-32-1. Landing Gear. USAF Services. United States of America.1992 – 2012.
- LOW S.R., Rockwell Hardness Measurement of Metallic Materials. National Institute of Standards and Technology. U.S. 2001.
- Notas Científicas. INDUSTRIAL DATA (4) 2, pág. 73-80.
- PELOROSSO, P. O. Metalografía y ensayo de Metales. Cesarini Hnos.
- SANTOS E, YENQUE D., J. Rojas O., Rosales U., V., Acerca del ensayo de dureza. 2001.
- TAYLOR HOBSON, Manual del Rugosimetro Surtronic 3 Plus. 2008.

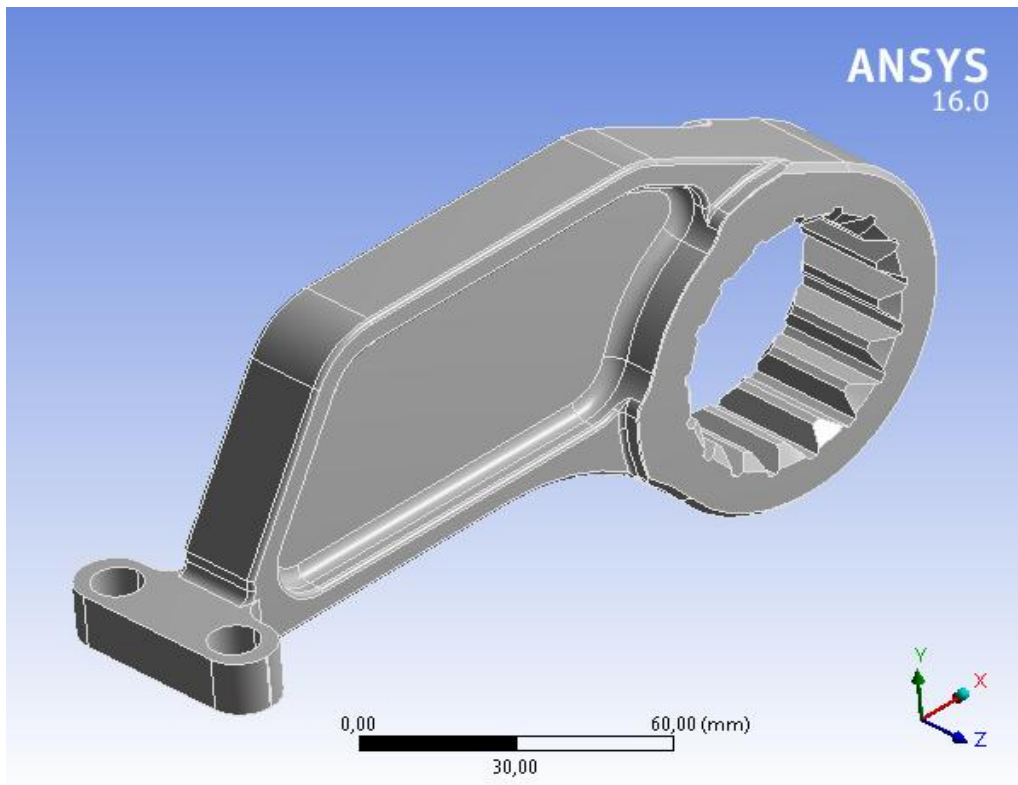
## 24 ANEXOS

### 24.1 ANEXO A: INFORME SIMULACIÓN ELEMENTOS FINITOS DRIVER ARM ORIGINAL.



## PROJECT

First Saved	Thursday, March 30, 2017
Last Saved	Thursday, March 30, 2017
Product Version	16.0 Release
Save Project Before Solution	No
Save Project After Solution	No



## **CONTENTS**

- **Units**
- **Model (A4)**
  - **Geometry**
    - **Part 1**
  - **Coordinate Systems**
  - **Mesh**
  - **Static Structural (A5)**
    - **Analysis Settings**
    - **Loads**
    - **Solution (A6)**
      - **Solution Information**
      - **Results**
      - **Stress Tool**
        - **Safety Factor**
- **Material Data**
  - **Steel 8620 Alloy**

## **UNITS**

**TABLE 1**

Unit System	Metric (mm, kg, N, s, mV, mA) Degrees rad/s Celsius
Angle	Degrees
Rotational Velocity	rad/s
Temperature	Celsius

## **MODEL (A4)**

## **GEOMETRY**

**TABLE 2**  
**Model (A4) > Geometry**

Object Name	<i>Geometry</i>
State	Fully Defined
<b>Definition</b>	
Source	D:\ARBOLEDA\PIEZAS SOLID EDGE\driver arm c130\driver diman origina 1l.igs
Type	Iges
Length Unit	Meters
Element Control	Program Controlled
Display Style	Body Color
<b>Bounding Box</b>	
Length X	199,21 mm
Length Y	100,08 mm

Length Z	49,6 mm
<b>Properties</b>	
Volume	1,4218e+005 mm <sup>3</sup>
Mass	0,65688 kg
Scale Factor Value	1,
<b>Statistics</b>	
Bodies	1
Active Bodies	1
Nodes	189330
Elements	111659
Mesh Metric	None
<b>Basic Geometry Options</b>	
Solid Bodies	Yes
Surface Bodies	Yes
Line Bodies	No
Parameters	Yes
Parameter Key	DS
Attributes	No
Named Selections	No
Material Properties	No
<b>Advanced Geometry Options</b>	
Use Associativity	Yes
Coordinate Systems	No
Reader Mode Saves Updated File	No
Use Instances	Yes
Smart CAD Update	No
Compare Parts On Update	No
Attach File Via Temp File	Yes
Temporary Directory	C:\Users\FAC\AppData\Local\Temp
Analysis Type	3-D
Mixed Import Resolution	None
Decompose Disjoint Geometry	Yes
Enclosure and Symmetry Processing	Yes

**TABLE 3**  
**Model (A4) > Geometry > Parts**

Object Name	<i>Part 1</i>
State	Meshed
<b>Graphics Properties</b>	
Visible	Yes
Transparency	1
<b>Definition</b>	
Suppressed	No
Stiffness Behavior	Flexible

Coordinate System	Default Coordinate System
Reference Temperature	By Environment
<b>Material</b>	
Assignment	Steel 8620 Alloy
Nonlinear Effects	Yes
Thermal Strain Effects	Yes
<b>Bounding Box</b>	
Length X	199,21 mm
Length Y	100,08 mm
Length Z	49,6 mm
<b>Properties</b>	
Volume	1,4218e+005 mm <sup>3</sup>
Mass	0,65688 kg
Centroid X	-45,859 mm
Centroid Y	13,934 mm
Centroid Z	-4,1021e-004 mm
Moment of Inertia Ip1	437,45 kg·mm <sup>2</sup>
Moment of Inertia Ip2	1991,4 kg·mm <sup>2</sup>
Moment of Inertia Ip3	2370,8 kg·mm <sup>2</sup>
<b>Statistics</b>	
Nodes	189330
Elements	111659
Mesh Metric	None

## COORDINATE SYSTEMS

**TABLE 4**  
**Model (A4) > Coordinate Systems > Coordinate System**

Object Name	<i>Global Coordinate System</i>
State	Fully Defined
<b>Definition</b>	
Type	Cartesian
Coordinate System ID	0,
<b>Origin</b>	
Origin X	0, mm
Origin Y	0, mm
Origin Z	0, mm
<b>Directional Vectors</b>	
X Axis Data	[ 1, 0, 0, ]
Y Axis Data	[ 0, 1, 0, ]
Z Axis Data	[ 0, 0, 1, ]

## MESH

**TABLE 5**  
**Model (A4) > Mesh**

Object Name	<i>Mesh</i>
State	Solved
<b>Display</b>	
Display Style	Body Color
<b>Defaults</b>	
Physics Preference	Mechanical
Relevance	0
<b>Sizing</b>	
Use Advanced Size Function	Off
Relevance Center	Fine
Element Size	1,0 mm
Initial Size Seed	Active Assembly
Smoothing	High
Transition	Fast
Span Angle Center	Coarse
Minimum Edge Length	0,118090 mm
<b>Inflation</b>	
Use Automatic Inflation	None
Inflation Option	Smooth Transition
Transition Ratio	0,272
Maximum Layers	5
Growth Rate	1,2
Inflation Algorithm	Pre
View Advanced Options	No
<b>Patch Conforming Options</b>	
Triangle Surface Mesher	Program Controlled
<b>Patch Independent Options</b>	
Topology Checking	No
<b>Advanced</b>	
Number of CPUs for Parallel Part Meshing	Program Controlled
Shape Checking	Standard Mechanical
Element Midside Nodes	Program Controlled
Straight Sided Elements	No
Number of Retries	Default (4)
Extra Retries For Assembly	Yes
Rigid Body Behavior	Dimensionally Reduced
Mesh Morphing	Disabled
<b>Defeaturing</b>	
Pinch Tolerance	Please Define
Generate Pinch on Refresh	No
Automatic Mesh Based Defeaturing	On
Defeaturing Tolerance	Default
<b>Statistics</b>	
Nodes	189330
Elements	111659
Mesh Metric	None

## **STATIC STRUCTURAL (A5)**

**TABLE 6**  
**Model (A4) > Analysis**

Object Name	<i>Static Structural (A5)</i>
State	Solved
<b>Definition</b>	
Physics Type	Structural
Analysis Type	Static Structural
Solver Target	Mechanical APDL
<b>Options</b>	
Environment Temperature	22, °C
Generate Input Only	No

**TABLE 7**  
**Model (A4) > Static Structural (A5) > Analysis Settings**

Object Name	<i>Analysis Settings</i>
State	Fully Defined
<b>Step Controls</b>	
Number Of Steps	1,
Current Step Number	1,
Step End Time	1, s
Auto Time Stepping	Program Controlled
<b>Solver Controls</b>	
Solver Type	Program Controlled
Weak Springs	Program Controlled
Solver Pivot Checking	Program Controlled
Large Deflection	Off
Inertia Relief	Off
<b>Restart Controls</b>	
Generate Restart Points	Program Controlled
Retain Files After Full Solve	No
<b>Nonlinear Controls</b>	
Newton-Raphson Option	Program Controlled
Force Convergence	Program Controlled
Moment Convergence	Program Controlled
Displacement Convergence	Program Controlled
Rotation Convergence	Program Controlled
Line Search	Program Controlled
Stabilization	Off
<b>Output Controls</b>	
Stress	Yes
Strain	Yes
Nodal Forces	No
Contact Miscellaneous	No
General Miscellaneous	No

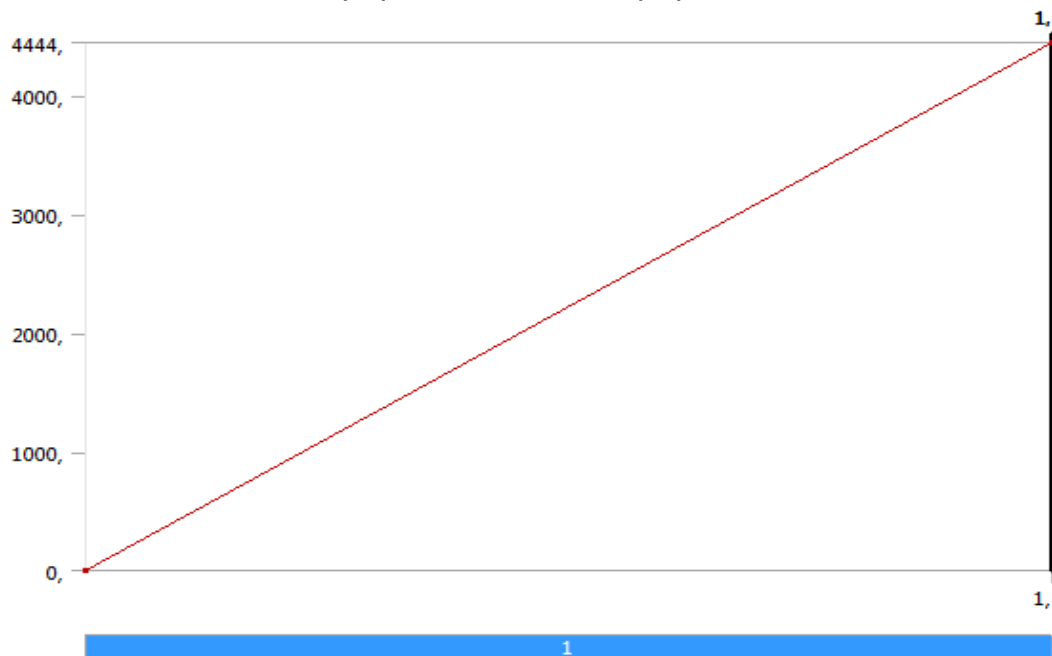


Store Results At	All Time Points
<b>Analysis Data Management</b>	
Solver Files Directory	C:\Users\FAC\Desktop\Analisis Driver Arm Ok_files\dp0\SYS\MECH\
Future Analysis	None
Scratch Solver Files Directory	
Save MAPDL db	No
Delete Unneeded Files	Yes
Nonlinear Solution	No
Solver Units	Active System
Solver Unit System	nmm

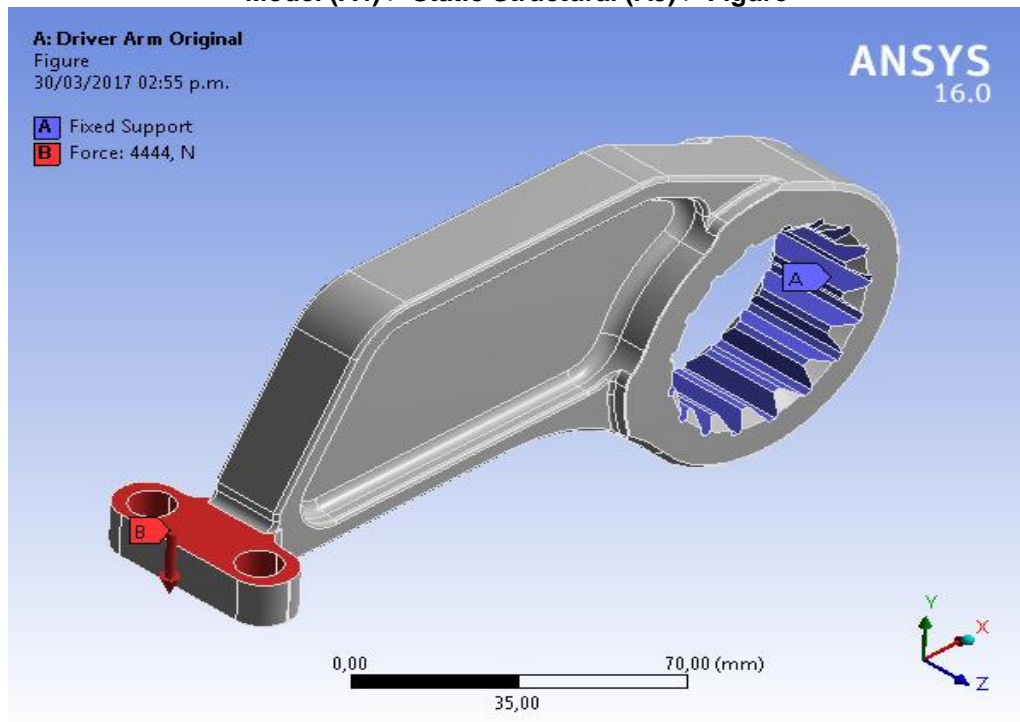
**TABLE 8**  
**Model (A4) > Static Structural (A5) > Loads**

Model (A1) > Static Structural (A5) > Loads		
Object Name	Fixed Support	Force
State	Fully Defined	
Scope		
Scoping Method	Geometry Selection	
Geometry	68 Faces	3 Faces
Definition		
Type	Fixed Support	Force
Suppressed	No	
Define By		Vector
Magnitude		4444, N (ramped)
Direction		Defined

**FIGURE 1**  
**Model (A4) > Static Structural (A5) > Force**



**FIGURE 2**  
**Model (A4) > Static Structural (A5) > Figure**



## **SOLUTION (A6)**

**TABLE 9**  
**Model (A4) > Static Structural (A5) > Solution**

Object Name	<i>Solution (A6)</i>
State	Solved
<b>Adaptive Mesh Refinement</b>	
Max Refinement Loops	1,
Refinement Depth	2,
<b>Information</b>	
Status	Done
<b>Post Processing</b>	
Calculate Beam Section Results	No

**TABLE 10**  
**Model (A4) > Static Structural (A5) > Solution (A6) > Solution Information**

Object Name	<i>Solution Information</i>
State	Solved
<b>Solution Information</b>	
Solution Output	Solver Output
Newton-Raphson Residuals	0

Update Interval	2,5 s
Display Points	All
<b>FE Connection Visibility</b>	
Activate Visibility	Yes
Display	All FE Connectors
Draw Connections Attached To	All Nodes
Line Color	Connection Type
Visible on Results	No
Line Thickness	Single
Display Type	Lines

**TABLE 11**  
**Model (A4) > Static Structural (A5) > Solution (A6) > Results**

Object Name	Equivalent Elastic Strain	Equivalent Stress	Total Deformation
State	Solved		
Scope			
Scoping Method	Geometry Selection		
Geometry	All Bodies		
Definition			
Type	Equivalent Elastic Strain	Equivalent (von-Mises) Stress	Total Deformation
By	Time		
Display Time	Last		
Calculate Time History	Yes		
Identifier			
Suppressed	No		
Integration Point Results			
Display Option	Averaged		
Average Across Bodies	No		
Results			
Minimum	1,4261e-008 mm/mm	4,5918e-004 MPa	0, mm
Maximum	2,5966e-003 mm/mm	239,91 MPa	0,25315 mm
Information			
Time	1, s		
Load Step	1		
Substep	1		
Iteration Number	1		

**TABLE 12**  
**Model (A4) > Static Structural (A5) > Solution (A6) > Equivalent Elastic Strain**

Time [s]	Minimum [mm/mm]	Maximum [mm/mm]
1,	1,4261e-008	2,5966e-003

**TABLE 13**  
**Model (A4) > Static Structural (A5) > Solution (A6) > Equivalent Stress**

Time [s]	Minimum [MPa]	Maximum [MPa]
1,	4,5918e-004	239,91

**FIGURE 5****Model (A4) > Static Structural (A5) > Solution (A6) > Total Deformation****TABLE 14****Model (A4) > Static Structural (A5) > Solution (A6) > Total Deformation**

Time [s]	Minimum [mm]	Maximum [mm]
1,	0,	0,25315

**TABLE 15****Model (A4) > Static Structural (A5) > Solution (A6) > Stress Safety Tools**

Object Name	<i>Stress Tool</i>
State	Solved
<b>Definition</b>	
Theory	Max Equivalent Stress
Stress Limit Type	Tensile Yield Per Material

**TABLE 16****Model (A4) > Static Structural (A5) > Solution (A6) > Stress Tool > Results**

Object Name	<i>Safety Factor</i>
State	Solved
<b>Scope</b>	
Scoping Method	Geometry Selection
Geometry	All Bodies
<b>Definition</b>	
Type	Safety Factor
By	Time
Display Time	Last
Calculate Time History	Yes
Identifier	
Suppressed	No
<b>Integration Point Results</b>	
Display Option	Averaged
Average Across Bodies	No
<b>Results</b>	
Minimum	3,8765
<b>Information</b>	
Time	1, s
Load Step	1
Substep	1
Iteration Number	1

**TABLE 17****Model (A4) > Static Structural (A5) > Solution (A6) > Stress Tool > Safety Factor**

Time [s]	Minimum	Maximum
1,	3,8765	15,

# **MATERIAL DATA**

## **STEEL 8620 ALLOY**

**TABLE 18**  
**Steel 8620 Alloy > Constants**

Density	4,62e-006 kg mm <sup>-3</sup>
Coefficient of Thermal Expansion	9,4e-006 C <sup>-1</sup>
Specific Heat	5,22e+005 mJ kg <sup>-1</sup> C <sup>-1</sup>
Thermal Conductivity	2,19e-002 W mm <sup>-1</sup> C <sup>-1</sup>
Resistivity	1,7e-003 ohm mm

**TABLE 19**  
**Steel 8620 Alloy > Compressive Ultimate Strength**

Compressive Ultimate Strength MPa
0,

**TABLE 20**  
**Steel 8620 Alloy > Compressive Yield Strength**

Compressive Yield Strength MPa
930,

**TABLE 21**  
**Steel 8620 Alloy > Tensile Yield Strength**

Tensile Yield Strength MPa
930,

**TABLE 22**  
**Steel 8620 Alloy > Tensile Ultimate Strength**

Tensile Ultimate Strength MPa
1070,

**TABLE 23**  
**Steel 8620 Alloy > Isotropic Secant Coefficient of Thermal Expansion**

Reference Temperature C
22,

**TABLE 24**  
**Steel 8620 Alloy > Isotropic Elasticity**

Temperature C	Young's Modulus MPa	Poisson's Ratio	Bulk Modulus MPa	Shear Modulus MPa
	96000	0,36	1,1429e+005	35294

**TABLE 25**  
**Steel 8620 Alloy > Isotropic Relative Permeability**

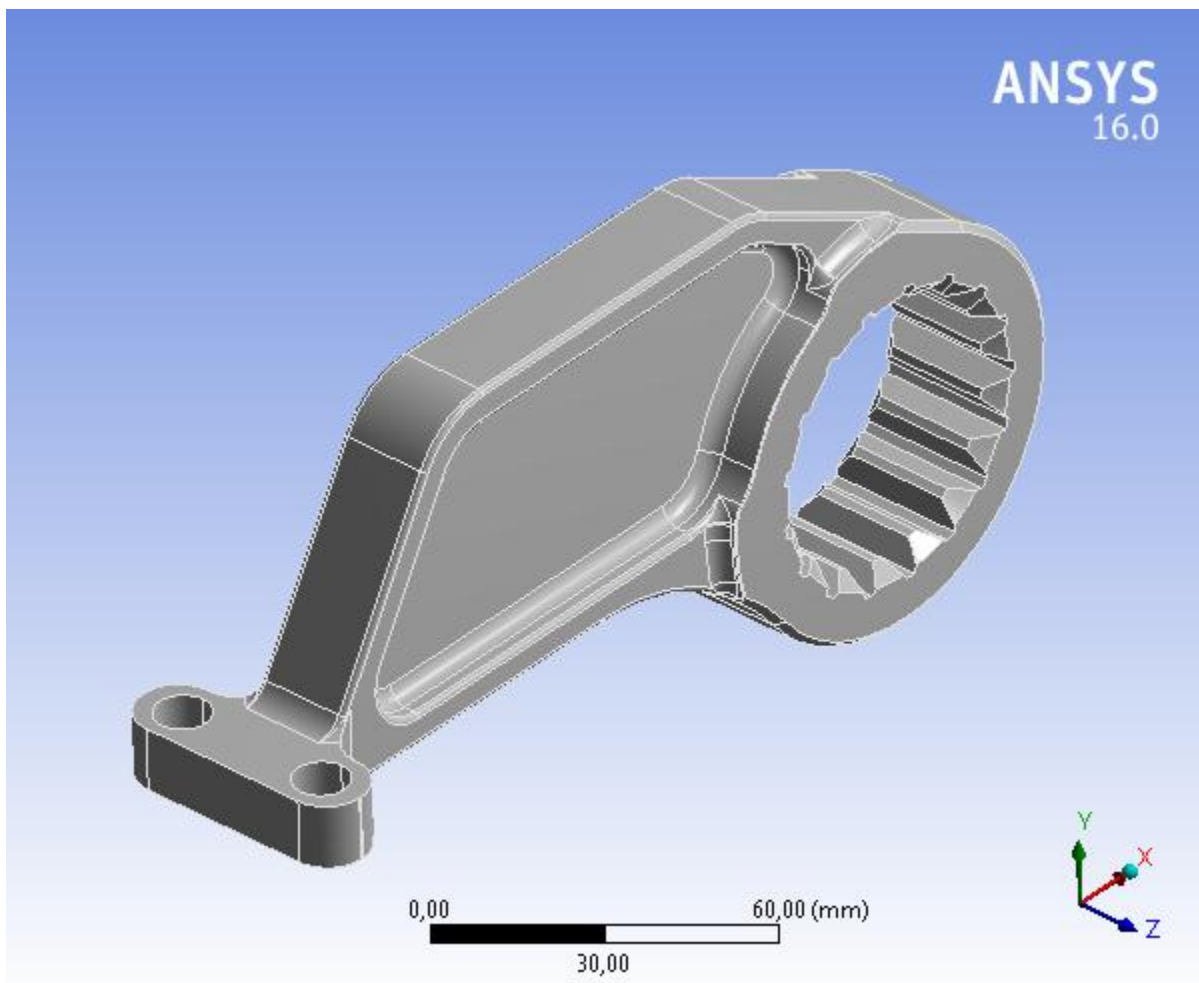
Relative Permeability
1,

## 24.2 ANEXO B: INFORME SIMULACIÓN ELEMENTOS FINITOS DRIVER ARM MODIFICADO.



### Project

First Saved	Thursday, March 30, 2017
Last Saved	Thursday, March 30, 2017
Product Version	16.0 Release
Save Project Before Solution	No
Save Project After Solution	No



# CONTENTS

- [Units](#)
- [Model \(B4\)](#)
  - [Geometry](#)
    - [Part 1](#)
  - [Coordinate Systems](#)
  - [Mesh](#)
  - [Static Structural \(B5\)](#)
    - [Analysis Settings](#)
    - [Loads](#)
    - [Solution \(B6\)](#)
      - [Solution Information](#)
      - [Results](#)
      - [Stress Tool](#)
        - [Safety Factor](#)
- [Material Data](#)
  - [Steel 8620 Alloy](#)

## UNITS

**TABLE 1**

Unit System	Metric (mm, kg, N, s, mV, mA) Degrees rad/s Celsius
Angle	Degrees
Rotational Velocity	rad/s
Temperature	Celsius

## MODEL (B4)

### GEOMETRY

**TABLE 2**  
**Model (B4) > Geometry**

Object Name	<i>Geometry</i>
State	Fully Defined
<b>Definition</b>	
Source	D:\ARBOLEDA <b>Steel 8620</b> \PIEZAS SOLID EDGE\driver arm c130\driver diman - modificada 1.igs
Type	Iges
Length Unit	Meters
Element Control	Program Controlled
Display Style	Body Color
<b>Bounding Box</b>	
Length X	199,21 mm
Length Y	100,08 mm

Length Z	49,6 mm
<b>Properties</b>	
Volume	1,4211e+005 mm <sup>3</sup>
Mass	0,65655 kg
Scale Factor Value	1,
<b>Statistics</b>	
Bodies	1
Active Bodies	1
Nodes	198511
Elements	117375
Mesh Metric	None
<b>Basic Geometry Options</b>	
Solid Bodies	Yes
Surface Bodies	Yes
Line Bodies	No
Parameters	Yes
Parameter Key	DS
Attributes	No
Named Selections	No
Material Properties	No
<b>Advanced Geometry Options</b>	
Use Associativity	Yes
Coordinate Systems	No
Reader Mode Saves Updated File	No
Use Instances	Yes
Smart CAD Update	No
Compare Parts On Update	No
Attach File Via Temp File	Yes
Temporary Directory	C:\Users\FAC\AppData\Local\Temp
Analysis Type	3-D
Mixed Import Resolution	None
Decompose Disjoint Geometry	Yes
Enclosure and Symmetry Processing	Yes

**TABLE 3**  
**Model (B4) > Geometry > Parts**

Object Name	<i>Part 1</i>
State	Meshed
<b>Graphics Properties</b>	
Visible	Yes
Transparency	1
<b>Definition</b>	
Suppressed	No



Stiffness Behavior	Flexible
Coordinate System	Default Coordinate System
Reference Temperature	By Environment
<b>Material</b>	
Assignment	Steel 8620 Alloy
Nonlinear Effects	Yes
Thermal Strain Effects	Yes
<b>Bounding Box</b>	
Length X	199,21 mm
Length Y	100,08 mm
Length Z	49,6 mm
<b>Properties</b>	
Volume	1,4211e+005 mm <sup>3</sup>
Mass	0,65655 kg
Centroid X	-45,635 mm
Centroid Y	13,798 mm
Centroid Z	2,0695e-004 mm
Moment of Inertia Ip1	437,66 kg·mm <sup>2</sup>
Moment of Inertia Ip2	1970,5 kg·mm <sup>2</sup>
Moment of Inertia Ip3	2349,7 kg·mm <sup>2</sup>
<b>Statistics</b>	
Nodes	198511
Elements	117375
Mesh Metric	None

## COORDINATE SYSTEMS

**TABLE 4**  
**Model (B4) > Coordinate Systems > Coordinate System**

Object Name	<i>Global Coordinate System</i>
State	Fully Defined
<b>Definition</b>	
Type	Cartesian
Coordinate System ID	0,
<b>Origin</b>	
Origin X	0, mm
Origin Y	0, mm
Origin Z	0, mm
<b>Directional Vectors</b>	
X Axis Data	[ 1, 0, 0, ]
Y Axis Data	[ 0, 1, 0, ]
Z Axis Data	[ 0, 0, 1, ]

## MESH

**TABLE 5**  
**Model (B4) > Mesh**

Object Name	<i>Mesh</i>
State	Solved
<b>Display</b>	
Display Style	Body Color
<b>Defaults</b>	
Physics Preference	Mechanical
Relevance	0
<b>Sizing</b>	
Use Advanced Size Function	Off
Relevance Center	Fine
Element Size	1,0 mm
Initial Size Seed	Active Assembly
Smoothing	High
Transition	Fast
Span Angle Center	Fine
Minimum Edge Length	0,141780 mm
<b>Inflation</b>	
Use Automatic Inflation	None
Inflation Option	Smooth Transition
Transition Ratio	0,272
Maximum Layers	5
Growth Rate	1,2
Inflation Algorithm	Pre
View Advanced Options	No
<b>Patch Conforming Options</b>	
Triangle Surface Mesher	Program Controlled
<b>Patch Independent Options</b>	
Topology Checking	No
<b>Advanced</b>	
Number of CPUs for Parallel Part Meshing	Program Controlled
Shape Checking	Standard Mechanical
Element Midside Nodes	Program Controlled
Straight Sided Elements	No
Number of Retries	Default (4)
Extra Retries For Assembly	Yes
Rigid Body Behavior	Dimensionally Reduced
Mesh Morphing	Disabled
<b>Defeaturing</b>	
Pinch Tolerance	Please Define
Generate Pinch on Refresh	No
Automatic Mesh Based Defeaturing	On
Defeaturing Tolerance	Default
<b>Statistics</b>	
Nodes	198511

Elements	117375
Mesh Metric	None

## **STATIC STRUCTURAL (B5)**

**TABLE 6**  
**Model (B4) > Analysis**

Object Name	<i>Static Structural (B5)</i>
State	Solved
<b>Definition</b>	
Physics Type	Structural
Analysis Type	Static Structural
Solver Target	Mechanical APDL
<b>Options</b>	
Environment Temperature	22, °C
Generate Input Only	No

**TABLE 7**  
**Model (B4) > Static Structural (B5) > Analysis Settings**

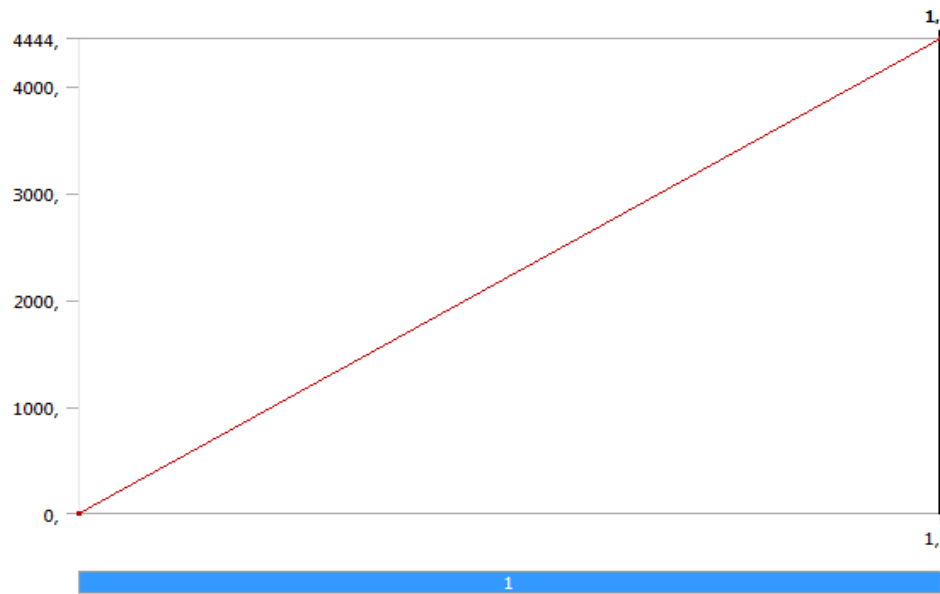
Object Name	<i>Analysis Settings</i>
State	Fully Defined
<b>Step Controls</b>	
Number Of Steps	1,
Current Step Number	1,
Step End Time	1, s
Auto Time Stepping	Program Controlled
<b>Solver Controls</b>	
Solver Type	Program Controlled
Weak Springs	Program Controlled
Solver Pivot Checking	Program Controlled
Large Deflection	Off
Inertia Relief	Off
<b>Restart Controls</b>	
Generate Restart Points	Program Controlled
Retain Files After Full Solve	No
<b>Nonlinear Controls</b>	
Newton-Raphson Option	Program Controlled
Force Convergence	Program Controlled
Moment Convergence	Program Controlled
Displacement Convergence	Program Controlled
Rotation Convergence	Program Controlled
Line Search	Program Controlled
Stabilization	Off
<b>Output Controls</b>	
Stress	Yes
Strain	Yes

Nodal Forces	No
Contact Miscellaneous	No
General Miscellaneous	No
Store Results At	All Time Points
<b>Analysis Data Management</b>	
Solver Files Directory	C:\Users\FAC\Desktop\Analisis Driver Arm Ok_files\dp0\SYS-1\MECH\
Future Analysis	None
Scratch Solver Files Directory	
Save MAPDL db	No
Delete Unneeded Files	Yes
Nonlinear Solution	No
Solver Units	Active System
Solver Unit System	nmm

**TABLE 8**  
**Model (B4) > Static Structural (B5) > Loads**

Object Name	Fixed Support	Force
State	Fully Defined	
Scope		
Scoping Method	Geometry Selection	
Geometry	68 Faces	3 Faces
Definition		
Type	Fixed Support	Force
Suppressed	No	
Define By		Vector
Magnitude		4444, N (ramped)
Direction		Defined

**FIGURE 1**  
**Model (B4) > Static Structural (B5) > Force**



### SOLUTION (B6)

**TABLE 9**  
**Model (B4) > Static Structural (B5) > Solution**

Object Name	<i>Solution (B6)</i>
State	Solved
<b>Adaptive Mesh Refinement</b>	
Max Refinement Loops	1,
Refinement Depth	2,
<b>Information</b>	
Status	Done
<b>Post Processing</b>	
Calculate Beam Section Results	No

**TABLE 10**  
**Model (B4) > Static Structural (B5) > Solution (B6) > Solution Information**

Object Name	<i>Solution Information</i>
State	Solved
<b>Solution Information</b>	
Solution Output	Solver Output
Newton-Raphson Residuals	0
Update Interval	2,5 s
Display Points	All
<b>FE Connection Visibility</b>	
Activate Visibility	Yes
Display	All FE Connectors
Draw Connections Attached To	All Nodes
Line Color	Connection Type

Visible on Results	No
Line Thickness	Single
Display Type	Lines

**TABLE 11**  
**Model (B4) > Static Structural (B5) > Solution (B6) > Results**

Object Name	Equivalent Elastic Strain	Equivalent Stress	Total Deformation
State	Solved		
Scope			
Scoping Method	Geometry Selection		
Geometry	All Bodies		
Definition			
Type	Equivalent Elastic Strain	Equivalent (von-Mises) Stress	Total Deformation
By	Time		
Display Time	Last		
Calculate Time History	Yes		
Identifier			
Suppressed	No		
Integration Point Results			
Display Option	Averaged		
Average Across Bodies	No		
Results			
Minimum	1,1665e-008 mm/mm	3,1675e-004 MPa	0, mm
Maximum	1,8155e-003 mm/mm	174,26 MPa	0,2617 mm
Information			
Time	1, s		
Load Step	1		
Substep	1		
Iteration Number	1		

**TABLE 12**  
**Model (B4) > Static Structural (B5) > Solution (B6) > Equivalent Elastic Strain**

Time [s]	Minimum [mm/mm]	Maximum [mm/mm]
1,	1,1665e-008	1,8155e-003

**TABLE 13**  
**Model (B4) > Static Structural (B5) > Solution (B6) > Equivalent Stress**

Time [s]	Minimum [MPa]	Maximum [MPa]
1,	3,1675e-004	174,26

**TABLE 14**  
**Model (B4) > Static Structural (B5) > Solution (B6) > Total Deformation**

Time [s]	Minimum [mm]	Maximum [mm]
1,	0,	0,2617

**TABLE 15**  
**Model (B4) > Static Structural (B5) > Solution (B6) > Stress Safety Tools**

Object Name	<i>Stress Tool</i>
State	Solved
<b>Definition</b>	
Theory	Max Equivalent Stress
Stress Limit Type	Tensile Yield Per Material

**TABLE 16**  
**Model (B4) > Static Structural (B5) > Solution (B6) > Stress Tool > Results**

Object Name	<i>Safety Factor</i>
State	Solved
<b>Scope</b>	
Scoping Method	Geometry Selection
Geometry	All Bodies
<b>Definition</b>	
Type	Safety Factor
By	Time
Display Time	Last
Calculate Time History	Yes
Identifier	
Suppressed	No
<b>Integration Point Results</b>	
Display Option	Averaged
Average Across Bodies	No
<b>Results</b>	
Minimum	5,337
<b>Information</b>	
Time	1, s
Load Step	1
Substep	1
Iteration Number	1

**TABLE 17**  
**Model (B4) > Static Structural (B5) > Solution (B6) > Stress Tool > Safety Factor**

Time [s]	Minimum	Maximum
1,	5,337	15,

## **MATERIAL DATA**

### **STEEL 8620 ALLOY**

**TABLE 18**  
**Steel 8620 Alloy > Constants**

Density	4,62e-006 kg mm <sup>-3</sup>
---------	-------------------------------

Coefficient of Thermal Expansion	9,4e-006 C <sup>-1</sup>
Specific Heat	5,22e+005 mJ kg <sup>-1</sup> C <sup>-1</sup>
Thermal Conductivity	2,19e-002 W mm <sup>-1</sup> C <sup>-1</sup>
Resistivity	1,7e-003 ohm mm

**TABLE 19**  
**Steel 8620 Alloy > Compressive Ultimate Strength**

Compressive Ultimate Strength MPa
0,

**TABLE 20**  
**Steel 8620 Alloy > Compressive Yield Strength**

Compressive Yield Strength MPa
930,

**TABLE 21**  
**Steel 8620 Alloy > Tensile Yield Strength**

Tensile Yield Strength MPa
930,

**TABLE 22**  
**Steel 8620 Alloy > Tensile Ultimate Strength**

Tensile Ultimate Strength MPa
1070,

**TABLE 23**  
**Steel 8620 Alloy > Isotropic Secant Coefficient of Thermal Expansion**

Reference Temperature C
22,

**TABLE 24**  
**Steel 8620 Alloy > Isotropic Elasticity**


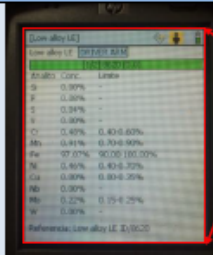


Temperature C	Young's Modulus MPa	Poisson's Ratio	Bulk Modulus MPa	Shear Modulus MPa
	96000	0,36	1,1429e+005	35294

**TABLE 25**  
**Steel 8620 Alloy > Isotropic Relative Permeability**

Relative Permeability
1,



## 24.3 ANEXO C: INFORME FINAL DE CARACTERIZACION DE MATERIAL.

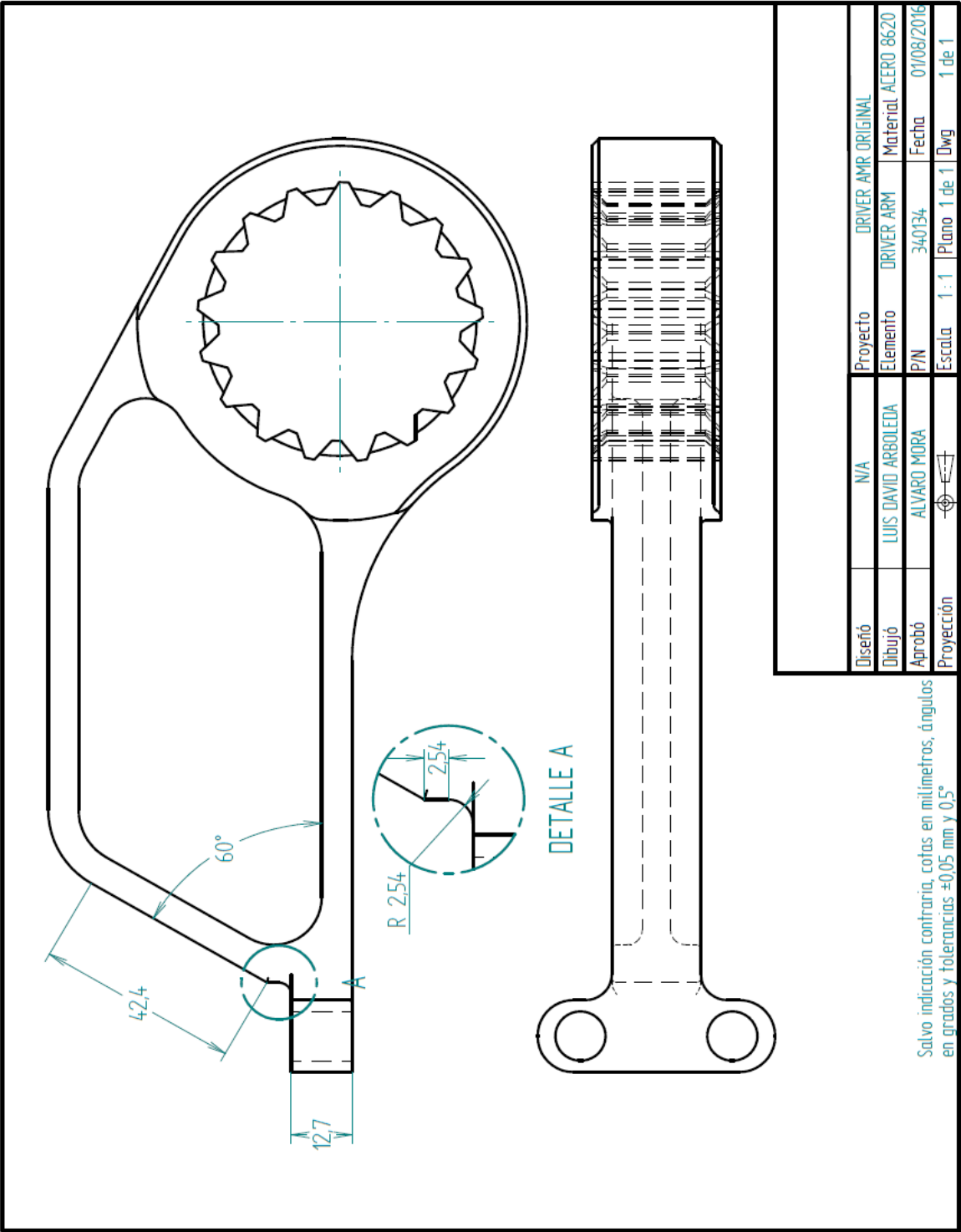
FUEZA AÉREA COLOMBIANA	
CARACTERIZACIÓN DE PARTES AERONÁUTICAS	
FECHA: <u>30-09-2016</u>	Consecutivo: <u>LDA-16-01</u>
<b>1. INFORMACION GENERAL</b>	
NOMBRE DE LA PIEZA:	DRIVER ARM
PIN ORIGINAL:	340134
APLICABILIDAD (EQUIPO):	C-130 HERCULES
DESCRIPCIÓN:	HACE PARTE DEL CONJUNTO DE ENSAMBLE DE LA COMPUERTA DEL TREN DE NARIZ, QUE TRANSMITE EL MOVIMIENTO MECÁNICO DE APERTURA Y CIERRE DE LA MISMA.
AERONAVE (NUMERO DE COLA):	SIN REGISTRO
ATA:	95-EQUIPAMIENTO ESPECIAL
<b>2. EQUIPO UTILIZADO</b>	
MARCA:	OXFORD INSTRUMENTS
EQUIPO:	X-MET 5100
MODELO:	XMDS 2677
S/N:	513330
FECHA DE CALIBRACIÓN:	14 DE JULIO DE 2016
PATRONES UTILIZADOS:	KR-5101 (METAL SAMPLES)
<b>3. RESULTADOS DE LA CARACTERIZACIÓN</b>	
MATERIAL:	ACERO 8620
ANEXO:	
<p>Method: Low alloy LE Sample: DRIVER ARM 9/30/16 11:37:51 AM</p> <p>Additional Info: No position available</p> <p>GPS position: 12</p> <p>Duration: 51</p> <p>Analyte: P S V Cr Mn Fe Ni Cu Nb Mo W</p> <p>% 0.00 0.08 0.04 0.00 0.48 0.91 97.07 0.46 0.00 0.00 0.22 0.00</p> <p>Grades: <u>8620 (0.0)</u></p> <p>Scaling Ref.: 8620</p> <p>Scaling Method: Low alloy LE ID</p>	
<b>4. OBSERVACIONES Y/O RECOMENDACIONES</b>	
LA PRUEBA REALIZADA ARROJÓ PROXIMIDAD (0.0), SE INTERPRETA ALTA CONFIABILIDAD EN EL RESULTADO.	
<b>5. IMAGEN DE LA PIEZA CARACTERIZADA</b>	
	 <p>IMAGEN DE LOS RESULTADOS COMO LOS MUESTRA EL EQUIPO X-MET 5100</p>
 <p>Elaborado Por</p>	 <p>Aprobado por</p>

FORMA FACI-404T

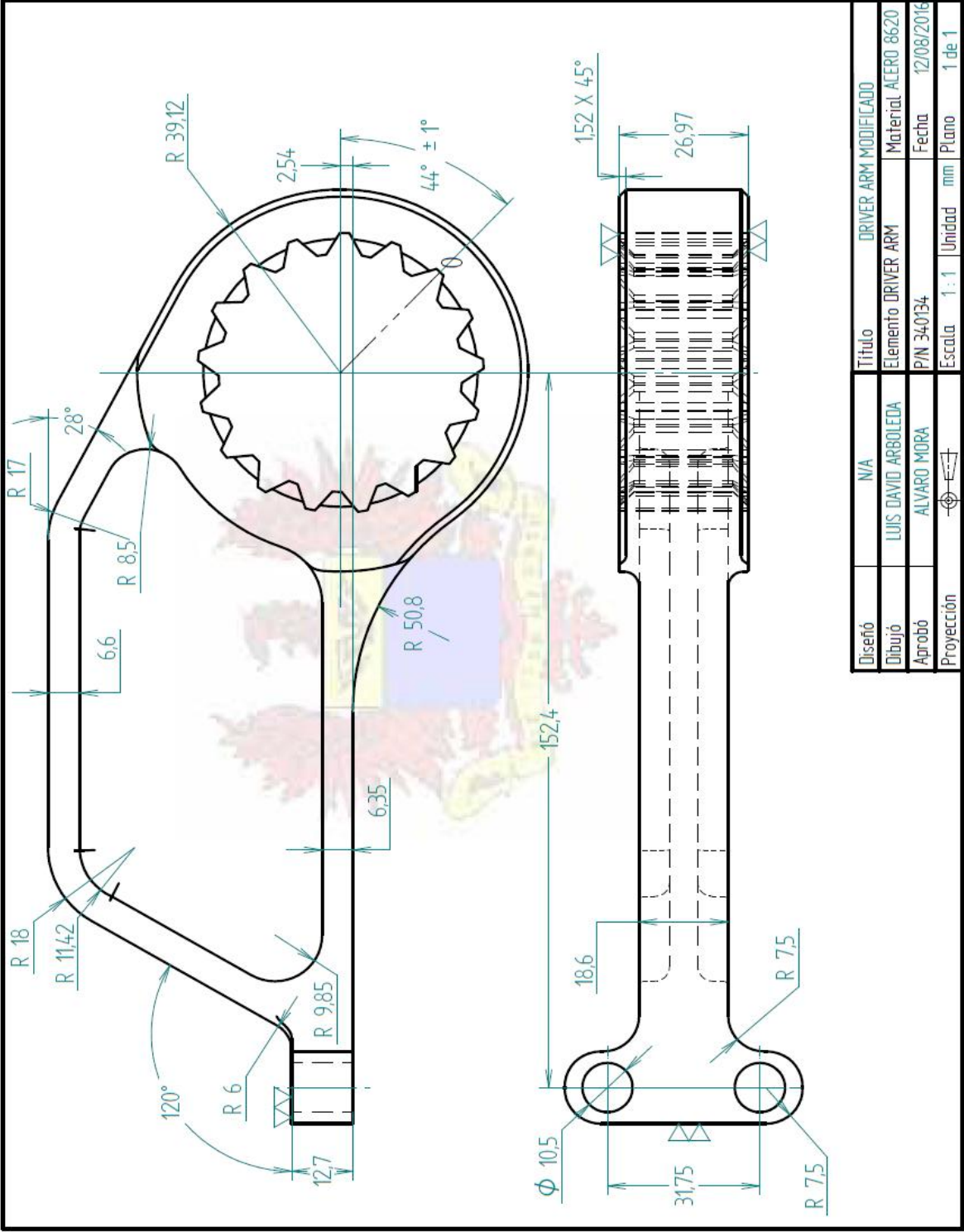
## 24.4 ANEXO D: INFORME DE PRUEBAS DE DUREZA 01-16-LDA.

FUERZA AÉREA COLOMBIANA										
										
<b>INFORME PRUEBAS DE DUREZA</b>										
FECHA: 30-09-2016		Consecutivo: 01-16-LDA								
<b>1. INFORMACIÓN GENERAL DE LA PIEZA</b>										
NOMBRE DE LA PIEZA:	DRIVER ARM									
P/N ORIGINAL:	340134									
SERIE NUMERO:	N/A									
APLICABILIDAD (EQUIPO):	C-130 HERCULES									
DESCRIPCIÓN:	HACE PARTE DEL CONJUNTO DE ENSAMBLE DE LA COMPUERTA DEL TREN DE NARIZ, QUE TRANSMITE EL MOVIMIENTO MECÁNICO DE APERTURA Y CIERRE DE LA MISMA									
AERONAVE (NUMERO DE COLA):	TODA LA FLOTA C-130 DE LA FAC.									
ATA:	32- TRENES DE ATERRIZAJE									
<b>2. EQUIPO UTILIZADO</b>										
MARCA:	BAQ									
EQUIPO:	ALPHADUR MINI									
S/N:	ADM-1058									
FECHA DE CALIBRACIÓN:	06/08/2016 CERTIFICADO No. D1601678 COMPAÑIA CIMA LDIA.									
PATRONES UTILIZADOS:	ROCKWELL TEST BLOCK S/N 22Y6195									
<b>3. RESULTADOS DE LA PRUEBA</b>										
MATERIAL:	ACERO 8620									
ESCALA DE DUREZA:	ROCKWELL HRC									
ENSAYOS	ENSAYO # 1	50,1	ENSAYO # 2	51,6	ENSAYO # 3	51,9	ENSAYO # 4	51,4	ENSAYO # 5	49,8
PROMEDIO	50,96									
VALOR MINIMO	49,8									
VALOR MAXIMO	51,9									
DESVIACIÓN ESTANDAR	1,85%									
<b>4. OBSERVACIONES Y/O RECOMENDACIONES</b>										
DE ACUERDO A LOS RESULTADOS Y LA DESVIACIÓN ESTANDAR ARROJADOS, SE CONSIDERA CONFIABLE ESTE ANÁLISIS.										
<b>5. IMAGEN DE RESULTADOS DE LA PRUEBA</b>										
										
<b>6. IMAGEN DE LA PIEZA CARACTERIZADA</b>										
										
 Elaborado Por					 Aprobado por					

24.5 ANEXO E: PLANOS DRIVER ARM ORIGINAL.

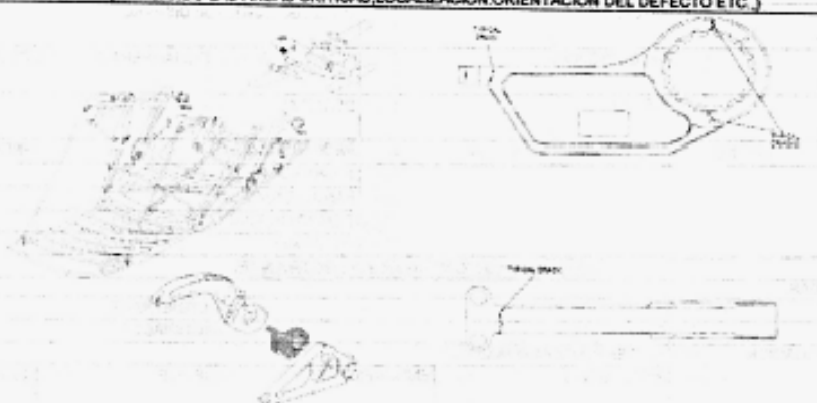
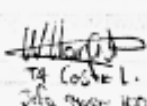


24.6 ANEXO F: PLANOS DRIVER ARM MODIFICADO



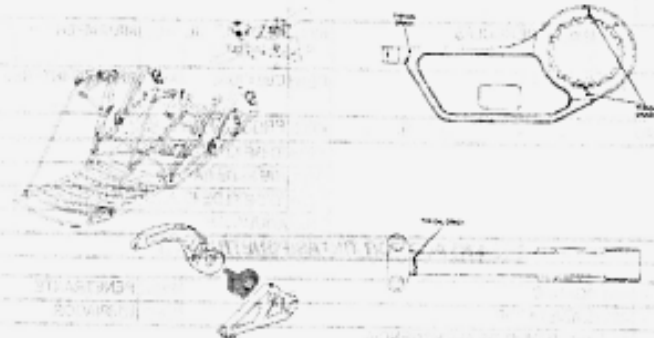
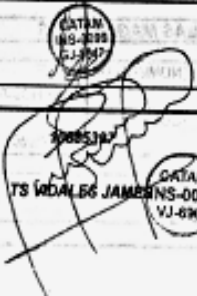
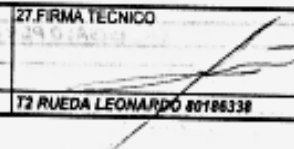

## 24.7 ANEXO G: INFORME PRUEBAS N.D.T.

FORMATO DE REPORTE ENSAYOS NO DESTRUCTIVOS									
1. NUMERO DE INFORME <b>F011 MT 026 - 16</b>				2. PROCEDENCIA <b>FAC 1005</b>		3. FECHA <b>22/01/2016</b>			
4. DESCRIPCION ELEMENTO <b>NLG DRIVER ARMS (02)</b>				5. NUMERO DE PARTE <b>372198</b>					
-				-					
-				-					
-				-					
-				-					
-				-					
-				-					
-				-					
-				-					
-				-					
6. ORDEN TECNICA <b>TO-1C-130A-34</b>			PAGINA No <b>3-52</b>		FIGURA No <b>TODAS</b>		INDICE No <b>TAREA L-12; 32-20-03</b>		FECHA EDICION <b>CHANGE 1, 1 FEBRUARY 201</b>
7. ENSAMBLE ( NOMBRE O No PARTE )			8. No. SERIE ( SE ES APLICAR E )			9. TECNICO NOTI NIVEL DE PERICIA			
-			-			<b>T2 RUEDA LEONARDO / NIVEL II</b>			
-			-			-			
-			-			-			
-			-			-			
-			-			-			
10. DESCRIPCION DEL DEFECTO / CONDICION O RAZON PARA LA INSPECCION <b>REALIZAR INSPECCION POR EL METODO DE PARTICULAS MAGNETICAS A " (02) DRIVER ARMS", APLICADO AL EQUIPO C-130 FAC 1005.</b>									
11. PARTE		12. PREPARACION DE LA PARTE ( DESENSAMBLE, LIMPIEZA Y MATERIALES )							
INSTALADA		-							
REMOVIDA		<b>X</b>							
<b>ENSAYO POR RADIOGRAFIA</b>									
13. EQUIPOS Y MATERIALES USADOS				14. TECNICA					
FABRICANTE		MODELO		DFRTUBO PUNTO DE DISPARO					
-		-		-					
PELICULA USADA		No. DE PELICULAS		KILOVOLTAJE	MILIAMPERAJE	TIEMPO DE EXPOSICION			
-		-		-	-	-			
TIPO		MEDIDA		DENSIDAD	AREA DE INTERES				
-		-		-	-				
PANTALLA		NO	SI	PROCESO MANUAL		PROCES			
-		-	-	-		-			
				TIEMPO DE REVELADO		-			
				BAÑO DE PARADA		-			
				TIEMPO DE FUADO		-			
				ENJUAGUE		-			
<b>ENSAYO POR TINTAS PENETRANTES</b>									
TINTAS UTILIZADAS									
TIPO		GRUPO		PENETRANTE		-			
-		-		-		-			
EMULSIFICANTE		REVELADOR		LIMPIADOR		-			
-		-		-		-			
16. METODO DE APLICACION				17. TIEMPO DE PERMANENCIA					
INMERSION		PENETRANTE		EMULSIFICANTE		RINSE	REVELADO	TEMPERATURA	
BROCHA		-		-		-	-	-	
SPRAY		-		-		-	-	-	
<b>ENSAYO POR PARTICULAS MAGNETICAS</b>									
18. EQUIPOS Y MATERIALES				19. METODO DE INSPECCION					
FABRICANTE		MODELO		NUMERO DE PARTE		PARTICULAS HUMEDAS			
<b>MAGNAFLUX</b>		<b>ADH 2045</b>		<b>621130-07</b>		<b>X</b>			
PARTICULAS SECAS		FLUORESCENTES		COLOR		METODO DE APLICACION			
-		<b>X</b>		<b>VERDE</b>		<b>SPRAY</b>			
CONTINUO		RESIDUAL		LONGITUDINAL		CIRCULAR		DC	
<b>X</b>		-		<b>X</b>		<b>X</b>		-	
AMPERIOS		850		AMPERIOS VUELTA		5		AC	
-		-		-		-		<b>X</b>	

<b>ENSAYO POR CORRIENTES EDDY</b>			
20. EQUIPO UTILIZADO		TIPO DE MATERIAL A INSPECCIONAR	
FABRICANTE	PARTE	SERIE	
BOBINA	DIAGRAMA DE CALZO O SOPORTE	DIAMETRO	
<b>ENSAYO POR ULTRASONIDO</b>			
21. EQUIPOS Y MATERIALES USADOS		TIPO DE MATERIAL A INSPECCIONAR	
FABRICANTE	MODELO	NUMERO DE PARTE	
TRANSDUCER ( MATERIAL DEL CRISTAL / FRECUENCIA/ANGULO/MEDIDA )			
BLOQUE DE REFERENCIA CALZO	ACOPLANTE		
22. CALIBRACIONES INICIALES DEL EQUIPO ( RELACIONE TODAS LAS CALIBRACIONES HECHAS EN EN EQUIPO DURANTE EL SET-UP INCLUYENDO LAS REALIZADAS LUEGO DE LOS AJUSTES INICIALES )			
<b>INSPECCION VISUAL REMOTA</b>			
23. EQUIPOS USADOS		TIPO DE MATERIAL A INSPECCIONAR	
FABRICANTE	MODELO	NUMERO DE PARTE	
TIP ADAPTER	ANGULO DE VISION		
CAMPO DE VISION	NF	FF	
24. PROCEDIMIENTO REALIZADO (PASO A PASO DESCRIBA EL PROCEDIMIENTO ENO )			
<p>SE REALIZO INSPECCION NO DESTRUCTIVA POR EL METODO DE PARTICULAS MAGNETICAS DE ACUERDO AL SIGUIENTE PROCEDIMIENTO: 1. SE LIMPIARON LOS ELEMENTOS Y AREAS A INSPECCIONAR CON CLEANER REMOVER Y WYPAL, 2. SE MAGNETIZO CADA PIEZA DEACUERDO A PARAMETROS ESTABLECIDOS AL MISMO TIEMPO QUE SE APLICA LAS PARTICULAS MAGNETICAS, DURANTE LA INSPECCION NO SE ENCONTRO INDICACION RELEVANTE. AL REALIZAR POST LIMPIEZA SE DA POR TERMINADA LA INSPECCION.</p>			
25. DIBUJO O FOTO DE LA PARTE( INDICANDO LAS AREAS CRITICAS, LOCALIZACION, ORIENTACION DEL DEFECTO ETC. )			
			
26. FIRMA CONTROL CALIDAD NDT		27. FIRMA TECNICO	
0		T2 RUEDA LEONARDO 80186338	
ORDEN DE TRABAJO No 10714000		HORAS HOMBRE 2	
INSPECTOR QUIEN RECIBE T2. TRIUNILLO OSCAR		 T2. TRIUNILLO OSCAR Jefe Grupo NDT	
FORMA FAC 4-275T			



FORMATO DE REPORTE ENSAYOS NO DESTRUCTIVOS									
1. NUMERO DE INFORME <b>F011 MT 194-15</b>				2. PROCEDENCIA <b>FAC 1015</b>		3. FECHA <b>13/10/2015</b>			
4. DESCRIPCION ELEMENTO <b>DRIVE ARM (32)</b>				5. NUMERO DE PARTE <b>372498</b>					
.				.					
.				.					
.				.					
.				.					
.				.					
.				.					
.				.					
.				.					
6. ORDEN TECNICA <b>TO 1C-120A-34</b>			PAGINA No <b>2-42</b>	FIGURA No <b>2-2</b>	INDICE No <b>L-12, 32-20-02</b>		FECHA EDICION <b>CHANGE 1-01 FEBRUARY 201</b>		
7. ENSAMBLE ( NOMBRE O No PARTE )			8. No SERIE ( SE ES APLICABLE )		9. TECNICO NDT/ NIVEL DE PERICIA <b>T2. RUEDA BENITEZ / NIVEL II</b>				
.			.		.				
.			.		.				
.			.		.				
.			.		.				
.			.		.				
10. DESCRIPCION DEL DEFECTO / CONDICION O RAZON PARA LA INSPECCION <b>EJECUTAR INSPECCION POR EL METODO DE TINTAS PENETRANTES A "TAREA L-12" APLICABLE AL EQUIPO C-130 FAC 1015</b>									
11. PARTE INSTALADA . REMOVIDA X			12. PREPARACION DE LA PARTE ( DESENSAMBLE LIMPIEZA Y MATERIALES ) <b>SE REALIZO LIMPIEZA CON CLEANER REMOVER Y WAYPALL</b>						
<b>ENSAYO POR RADIOGRAFIA</b>									
13. EQUIPOS Y MATERIALES USADOS			14. TECNICA						
FABRICANTE		MODELO	DFP/TUBO PUNTO DE DISPARO						
.		.	.						
PELICULA USADA		No. DE PELICULAS	KILOVOLTAGE	MILIAMPERAJE	TIEMPO DE EXPOSICION				
.		.	.	.	.				
TIPO		MEDIDA	DENSIDAD	AREA DE INTERES					
.		.	.	.					
PANTALLA NO . SI .			PROCESO MANUAL .			PROCES .			
			TIEMPO DE REVELADO			.			
			BAÑO DE PARADA			.			
			TIEMPO DE FIJADO			.			
			ENJUAGUE			.			
<b>ENSAYO POR TINTAS PENETRANTES</b>									
15. TINTAS UTILIZADAS									
TIPO .		GRUPO .	PENETRANTE .				.		
EMULSIFICANTE .		REVELADOR .	LIMPIADOR .				.		
16. METODO DE APLICACION									
17. TIEMPO DE PERMANENCIA									
INMERSION .		PENETRANTE	EMULSIFICANTE	RINSE	REVELADO	TEMPERATURA			
BROCHA .		.	.	.	.	.			
SPRAY .		.	.	.	.	.			
<b>ENSAYO POR PARTICULAS MAGNETICAS</b>									
18. EQUIPOS Y MATERIALES									
FABRICANTE <b>MAGNAFLUX</b>		MODELO <b>ADH2045</b>	NUMERO DE PARTE <b>621130-07</b>			PARTICULAS HUMEDAS <b>X</b>			
PARTICULAS SECAS		FLUORESCENTES <b>X</b>	COLOR <b>VERDE</b>			METODO DE APLICACION <b>SPRAY</b>			
19. METODO DE INSPECCION									
CONTINUO		RESIDUAL	LONGITUDINAL	CIRCULAR	DC	.			
X		.	X	.	AC	X			
AMPERIOS		1200	AMPERIOS VUELTA		.				

<b>ENSAYO POR CORRIENTES EDDY</b>			
<b>20. EQUIPO UTILIZADO</b>			
FABRICANTE	PARTE	SERIE	TIPO DE MATERIAL A INSPECCIONAR
BORINA	DIAGRAMA DE CALZO O SOPORTE	DIAMETRO	
<b>ENSAYO POR ULTRASONIDO</b>			
<b>21. EQUIPOS Y MATERIALES USADOS</b>			
FABRICANTE	MODELO	NUMERO DE PARTE	TIPO DE MATERIAL A INSPECCIONAR
TRANSDUCER ( MATERIAL DEL CRISTAL, FRECUENCIA, ANGULO, MEDIDA )			
BLOQUE DE REFERENCIA	CALZO	ACOPLANTE	
<b>22. CALIBRACIONES INICIALES DEL EQUIPO (RELACIONE TODAS LAS CALIBRACIONES HECHAS EN EL EQUIPO DURANTE EL SET-UP INCLUYENDO LAS REALIZADAS LUEGO DE LOS AJUSTES INICIALES)</b>			
<b>INSPECCION VISUAL REMOTA</b>			
<b>23. EQUIPOS USADOS</b>			
FABRICANTE	MODELO	NUMERO DE PARTE	TIPO DE MATERIAL A INSPECCIONAR
TIP ADAPTER	ANGULO DE VISION		
CAMPO DE VISION	MF	FF	
<b>24. PROCEDIMIENTO REALIZADO (PASO A PASO DESCRIBA EL PROCEDIMIENTO END)</b>			
<p>SE EFECTUO INSPECCION NO DESTRUCTIVA POR EL METODO DE PARTICULAS MAGNETICAS. 1. SE LIMPIO EL AREA A INSPECCIONAR CON CLEANER / REMOVER Y PAÑO WYPALL, 2. SE MAGNETIZA CADA PIEZA DE ACUERDO A PARAMETROS ESTABLECIDOS, 3. SE APLICARON LAS PARTICULAS HUMEDAS, 4. DURANTE LA INSPECCION NO SE ENCONTRO INDICACION RELEVANTE, DESPUES DE REALIZADA LA POST-LIMPIEZA Y DISMAGNETIZACION SE DA POR TERMINADA LA INSPECCION.</p>			
<b>25. DIBUJO O FOTO DE LA PARTE (INDICANDO LAS AREAS CRITICAS, LOCALIZACION, ORIENTACION DEL DEFECTO ETC.)</b>			
			
<b>26. FIRMA CONTROL CALIDAD NDT</b>		<b>27. FIRMA TECNICO</b>	
			
T1. GUTIERREZ JOHN 79988547		T2 RUEDA LEONARDO 80186338	
ORDEN DE TRABAJO No INSPECTOR QUIEN RECIBE		HORAS HOMBRE	
			


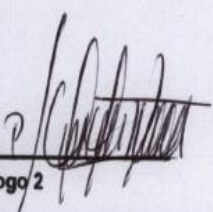
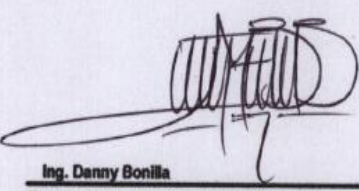
FORMA FAC 4-275T




## 24.8 ANEXO H: CERTIFICADO DE CALIBRACIÓN DEL RUGOSIMETRO SPG1-E POSITECTOR.

 <b>COMPAÑIA INTERNACIONAL DE MANTENIMIENTO</b> <b>Laboratorio de Calibración</b>	
<b>CERTIFICADO DE CALIBRACIÓN</b> <i>Calibration Certificate</i>	
<b>NUMERO:</b> <i>Number</i>	<b>D1601671</b>
<b>Información del Instrumento Calibrado:</b> <b>RUGOSIMETRO</b> <i>Calibrated instrument</i>	
<b>Modelo:</b> <i>Model</i>	<b>SPG1-E</b> <i>Este certificado expresa fielmente que el resultado de las mediciones realizadas no podrá ser reproducido parcialmente, excepto en su totalidad, sin la aprobación escrita del laboratorio</i>
<b>Serie:</b> <i>Serial</i>	<b>230876</b> <i>This Certificate is an faithfully record of the performed measurement results This certificate must not be partially reproduced, only in its totality, without the laboratory written approval.</i>
<b>Fabricante:</b> <i>Manufacturer</i>	<b>POSITECTOR</b>
<b>Tipo de Certificado:</b> <i>Certificate type</i>	<b>ISO/IEC 17025:2005</b> <b>Condición:</b> <b>Recibió/Entregó</b> <i>Condition</i>
<b>Solicitante:</b> <i>Customer</i>	<b>SUBDIRECCION DE INGENIERIA Y MANTENIMIENTO</b>
<b>Dirección:</b> <i>Address</i>	<b>COMANDO FUERZA AÉREA COLOMBIANA BOGOTÁ- CUNDINAMARCA</b>
<b>Fecha de Recepcion:</b> <i>Date of Arrive</i>	<b>02-ago-16</b> <i>Las calibraciones realizadas en este laboratorio cumplen con los requerimientos de las normas ISO/IEC 17025:2005.</i>
<b>Fecha de Calibración:</b> <i>Date of Calibration</i>	<b>12-ago-16</b> <i>Calibrations performed in this laboratory meets the requirements of ISO / IEC 17025:2005.</i>
<b>TLA. Sebastian Garcia</b> <b>Calibrado por: Metrólogo 2</b> <i>Calibrated by:</i>	<b>Ing. Danny Bonilla</b> <b>Revisado por: Jefe de Laboratorio</b> <i>Checked by:</i>
<p><i>El usuario es responsable de la calibración de sus instrumentos a intervalos apropiados</i> <i>The User is responsible for having the instruments calibrated at appropriate intervals.</i></p> <p><i>"Passion for Metrology"</i></p>	

## 24.9 ANEXO I: CERTIFICADO DE CALIBRACIÓN DEL DURÓMETRO ALPHA DUR MINI ADM-1058

 <b>COMPAÑÍA INTERNACIONAL DE MANTENIMIENTO</b> <b>Laboratorio de Calibración</b>		<b>CERTIFICADO DE CALIBRACIÓN</b> <i>Calibration Certificate</i>	
<b>NUMERO:</b> D1601678 <small>Number</small>			
<b>Información del Instrumento Calibrado:</b> DUROMETRO <small>Calibrated Instrument</small>			
<b>Modelo:</b> ALPHADUR MINI <small>Model</small>		<p><i>Este certificado expresa fielmente que el resultado de las mediciones realizadas no podrá ser reproducido parcialmente, excepto en su totalidad, sin la aprobación escrita del laboratorio.</i></p> <p><i>This Certificate is an faithfully record of the performed measurement results. This certificate must not be partially reproduced, only in its totality, without the laboratory written approval.</i></p>	
<b>Serie:</b> ADM-1058 <small>Serial</small>			
<b>Fabricante:</b> QBAQ <small>Manufacturer</small>			
<b>Tipo de Certificado:</b> ISO/IEC 17025:2005 <small>Certificate type</small>		<b>Condición:</b> Recibió/Entregó <small>Conditions</small>	
<b>Solicitante:</b> SUBDIRECCION DE INGENIERIA Y MANTENIMIENTO <small>Customer</small>			
<b>Dirección:</b> COMANDO FUERZA AÉREA COLOMBIANA BOGOTÁ-CUNDINAMARCA <small>Address</small>		<p><i>Las calibraciones realizadas en este laboratorio cumplen con los requerimientos de las normas ISO/IEC 17025:2005.</i></p> <p><i>Calibrations performed in this laboratory meets the requirements of ISO / IEC 17025:2005.</i></p>	
<b>Fecha de Recepción:</b> 02-ago-16 <small>Date of Arrive</small>			
<b>Fecha de Calibración:</b> 06-ago-16 <small>Date of Calibration</small>			
 <b>TLA. Sebastián García</b> <b>Calibrado por: Metrólogo 2</b> <small>Calibrated by</small>		 <b>Ing. Denny Bonilla</b> <b>Revisado por: Jefe de Laboratorio</b> <small>Checked by:</small>	
<p><i>El usuario es responsable de la calibración de sus instrumentos a intervalos apropiados</i>  <i>The User is responsible for having the instruments calibrated at appropriate intervals.</i></p> <p><b>"Pasión por Medir"</b></p>			

## 25 CARTA DE CESIÓN DE DERECHOS

 <b>Los Libertadores</b>	<b>AUTORIZACIÓN PARA COMUNICACIÓN PÚBLICA Y/O CONSULTA DE TRABAJOS DE GRADO, TESIS O MONOGRAFÍAS EN EL REPOSITORIO INSTITUCIONAL DE LA FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES</b>	Código: CUF-008 Versión: 01 Página 1 de 1	
Título de la obra <input style="width: 100%;" type="text"/>			
Programa o Unidad Académica <input style="width: 100%;" type="text"/>		Nombre del Director del trabajo <input style="width: 100%;" type="text"/>	
Clasificación de la obra			
Trabajo de grado <input type="radio"/> Tesis <input type="radio"/> Monografía <input type="radio"/>			
Nivel			
Pregrado <input type="radio"/> Posgrado <input type="radio"/>			
Técnico <input type="radio"/> Tecnológico <input type="radio"/> Profesional <input type="radio"/> Especialización <input type="radio"/> Maestría <input type="radio"/>			
Modalidad			
Presencial <input type="radio"/> Distancia <input type="radio"/> Virtual <input type="radio"/>			
Nombre del autor o autores de la obra <input style="width: 100%;" type="text"/>			
Resumen			
Palabras claves			
Autorización del autor(es)			
<p>Por medio del presente documento declaro que conozco el derecho que me asiste como autor del trabajo de grado a mantenerlo inédito, o a divulgarlo haciendo accesible al público su contenido, así mismo, conozco que tengo la facultad de autorizar o no a un tercero para que comunique públicamente la obra. Teniendo en cuenta lo anterior, autorizo(mos) a la FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES para:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1. Realizar la comunicación pública del trabajo de grado en el formato que el repositorio institucional lo requiera (físico, digital, electrónico, óptico, usos en red o cualquier otro conocido o por conocer) entendiendo que dicha divulgación en Internet tiene un alcance nacional e internacional por la modalidad de licencia de acceso abierto (OA - open access).</li> <li>2. Incluir la obra en los índices y buscadores que se estime necesarios con el fin de promover su difusión y pueda convertirse la obra a cualquier medio o formato únicamente con fines de preservación digital.</li> </ol> <p>Esta autorización se concede sin exclusividad, y se hace a título gratuito por lo tanto renuncio a recibir pago alguno. Declaro bajo la gravedad de juramento que el trabajo de grado, tesis o monografía, objeto de esta autorización se trata de una obra original, es de mi exclusiva autoría y tengo la titularidad sobre el mismo, no vulnera derechos de terceros, por lo tanto en caso de presentarse alguna acción o reclamación de terceros, sobre derechos de autor, asumimos la responsabilidad correspondiente. La Fundación Universitaria Los Libertadores no asume responsabilidades por reclamaciones de terceros y para todos los efectos actúa como tercero de buena fe.</p> <p>Esta autorización se expide con fundamento en la Decisión Andina 351 de 1993, artículos 12 y 76 de la Ley 23 de 1982, Ley 44 de 1993, Circular No 6 de 2012, expedida por la Dirección Nacional de Derechos de Autor, el Acuerdo No 5 del 05 de noviembre de 2014 del Consejo Superior de la FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES y demás normas concordantes, conexas y complementarias.</p>			
Para constancia se firma el presente documento en la ciudad de _____ a los _____ días del mes de _____ de _____.			
Nombre	Firma	Nombre	
Documento de identidad		Documento de identidad	
En caso que la obra sea resultado de un trabajo patrocinado o apoyado por una organización, con responsabilidad de la Fundación Universitaria Los Libertadores, el autor o autores garantizar que se ha cumplido con los derechos y obligaciones requeridos por el respectivo contrato o acuerdo.			
Si existe algún impedimento para que la obra pueda ser comunicada públicamente en el Repositorio Institucional de la Fundación Universitaria Los Libertadores, por favor exponga la razón a continuación:			